Transports Canada
Développement

Transport Canada
Development

TP 7493F

Hélices de conception avancée pour avions de transport régional

Rapport sommaire

Préparé pour le
Centre de développement des transports
Transports Canada

par
Aercoustics Engineering Ltd.

NOVEMBRE 1985

CA1
DTC 847
85
A26SZ
c.2

Canada

88-00283/

TP 7493F

HÉLICES DE CONCEPTION AVANCÉE POUR AVIONS DE TRANSPORT RÉGIONAL

par

R.G. Andrews
G.W. Johnston
W.G. Richarz
G.T. Andrews

Aercoustics Engineering Ltd.

RECEIVED
JUL 17 1987
Transport Canada / Transports Canada

Novembre 1985

Les opinions et les vues exprimées dans ce rapport sont celles du contractant et ne reflètent pas nécessairement celles du Centre de développement des transports, Transports Canada.

Also available in English under the title: "Advanced Propeller Designs for Commuter Aircraft", TP 7493E.

ÉQUIPE DE RECHERCHE

L'équipe de recherche mise sur pied par Aercoustics Engineering Ltd. était formée de:

R.G. Andrews, Ing.
G.W. Johnston, Ph.D., Ing.
W.G. Richarz, Ph.D., Ing.
R.C. Tennyson, Ph.D., Ing.
W. Czerwinski, Ing.
H.W. Borst, Ingénieur diplômé
D.P. Currie, Ingénieur diplômé
K.A. Smith, G.E.I.T.
G.T. Andrews, G.E.I.T.
D.A. Andrews, B.Sc.

Transports Canada / Transport Canada
Développement / Development

FORMULE DOCUMENTAIRE DU RAPPORT

1. Nº du rapport Transports Canada TP 7493F	2. Nº de l'étude — CDT 4862	3. Nº de catalogue du destinataire
4. Titre et sous-titre Hélices de conception avancée pour avions de transport régional		5. Date du rapport Novembre 1985 6. Nº du rapport de l'organisme exécutant
7. Auteur(s) G.T. Andrews, R.G. Andrews, G.W. Johnston et W.G. Richarz		8. Nº de dossier Transports Canada D 1455-147
9. Nom et adresse de l'organisme exécutant Aercoustics Engineering Limited 258 Belfield Road Rexdale (Ontario) M9W 5N2		10. Nº de dossier — ASC 12SD.T8200-2-2553 11. Nº de contrat — ASC ou Transports Canada 12SD82-00165
12. Nom et adresse de l'organisme parrain Centre de développement des transports (CDT) Complexe Guy-Favreau, 200 o., boul. Dorchester Suite 601, tour ouest Montréal (Québec) H2Z 1X4		13. Genre de rapport et période visée Sommaire Mars 1983-nov. 1985 14. Code de l'organisme parrain
15. Remarques additionnelles Sommaire du rapport "Advanced Propeller Designs for Commuter Aircraft", TP 6256E		16. Agent de projet — CDT B. Myers

17. Résumé

Cette étude a été entreprise en vue de déterminer les secteurs de la propulsion à hélice qui offriraient les meilleures perspectives pour l'industrie canadienne en ce qui touche les économies d'énergie, la réduction des coûts d'exploitation et la mise à profit des créneaux ouverts à l'expansion industrielle. La recherche s'est concentrée sur le secteur du transport régional. Cette étude a comporté:

1. Un tour d'horizon de l'état de la technique.
2. Un tour d'horizon de l'état de la recherche.
3. Des projections sur les tendances et les avantages prévisibles.
4. Une mise au jour de créneaux de recherche où la participation du Canada serait tant utile que fructueuse.

L'exemple de l'aéronef de transport régional pris comme avion de référence a montré qu'avec des hélices à diamètre variable les coûts d'exploitation directs diminueraient de 11 p. 100 environ tandis que la charge utile augmenterait de quelque 13 p. 100.

Les connaissances actuelles sont suffisantes pour déboucher sur des solutions pratiques aux problèmes posés par cette technologie.

18. Mots-clés Hélices, transport régional, diamètre variable.	19. Diffusion Le Centre de développement des transports dispose d'un nombre limité d'exemplaires.		
20. Classification de sécurité (de ce rapport) non classifié	21. Classification de sécurité (de cette page) non classifiée	22. Nombre de pages ix, 50	23. Prix -

Transport Canada / Transports Canada

Development / Développement

REPORT DOCUMENTATION FORM

1. Transport Canada Report No. TP 7493F	2. TDC Project No. 4862	3. Recipient's Catalogue No.
4. Title and Subtitle Hélices de conception avancée pour avions de transport régional		5. Report Date November 1985 6. Performing Organization Report No.
7. Author(s) G.T. Andrews, R.G. Andrews, G.W. Johnston and W.G. Richarz		8. Transport Canada File No. D 1455-147
9. Performing Organization Name and Address Aercoustics Engineering Limited 25B Belfield Road Rexdale, Ontario M9W 5N2		10. DSS File No. 12SD.T8200-2-2553 11. DSS or Transport Canada Contract No. 12SD82-00165
12. Sponsoring Agency Name and Address Transportation Development Centre (TDC) Guy Favreau Complex, 200 Dorchester Blvd. W. Suite 601, West Tower Montreal, Quebec H2Z 1X4		13. Type of Report and Period Covered Summary March 1983-Nov. 1985 14. Sponsoring Agency Code
15. Supplementary Notes This is a summary of "Advanced Propeller Designs for Commuter Aircraft", TP 6256E		16. TDC Project Officer B. Myers

17. Abstract

This study determined what areas of propeller activity might be of significant benefit to Canada in terms of fuel savings and cost reduction for the air transport industry. Primary focus was on commuter type aircraft. The study comprised:

1. Propeller technology review.
2. Propeller R&D review.
3. Expected trends and benefits.
4. Selection of promising R&D programs.

The variable diameter configuration showed the greatest improvement in aircraft performance and fuel economy. A typical commuter aircraft with variable diameter propellers would enjoy an 11% reduction in direct operating cost and a 13% increase in payload.

Preliminary technical feasibility studies indicated that existing technology is adequate for the development of the variable diameter configuration.

18. Key Words Propellers, commuter aircraft, variable diameter.	19. Distribution Statement Limited number of copies available from the Transportation Development Centre.

20. Security Classification (of this report) Unclassified	21. Security Classification (of this page) Unclassified	22. No. of Pages ix, 50	23. Price -

TDC/CDT 79-005
Rev 86

Canada

TABLE DES MATIÈRES

1. INTRODUCTION 1

2. RETOMBÉES DU PROGRAMME DE R&D SUR LES HÉLICES DE CONCEPTION AVANCÉE 3
   2.1 Concepts avancés d'intérêt secondaire 4
      2.1.1 Ailettes d'extrémité de pales 4
      2.1.2 Effets aérodynamiques 5
      2.1.3 Pales en flèche 6
      2.1.4 Allégement des réducteurs 7
      2.1.5 Soufflage de la pale 8
      2.1.6 Profils spéciaux 9
   2.2 Concepts avancés d'intérêt primaire 11
      2.2.1 Matériaux et fabrication 11
      2.2.2 Doublet contrarotatif 13
      2.2.3 Hélice à diamètre variable 14

3. HÉLICE À DIAMÈTRE VARIABLE - ÉVALUATION 16
   3.1 Faisabilité technique 16
      3.1.1 Étude conceptuelle 16
      3.1.2 Programme d'essais 18
   3.2 Accroissement prévu des performances 19

4. PROGRAMMES DE RECHERCHE POSSIBLES AU CANADA 21
   4.1 Avantages pour le Canada 21
   4.2 Perspectives commerciales 23
      4.2.1 Secteurs à perspectives commerciales restreintes 23
      4.2.2 Secteurs à perspectives commerciales modérées 24
      4.2.3 Secteurs à perspectives commerciales très intéressantes 26
   4.3 Perspectives commerciales de l'hélice à diamètre variable 27
      4.3.1 Avions à hélices 27
      4.3.2 Hélicoptères et avions convertibles 28

5. CONCLUSIONS 31

6. RECOMMANDATIONS 33
   6.1 Grandes lignes du programme de recherche proposé 33
      6.1.1 Description et objectifs 33
      6.1.2 Portée du programme 34
      6.1.3 Délai 34
      6.1.4 Affectations budgétaires 34

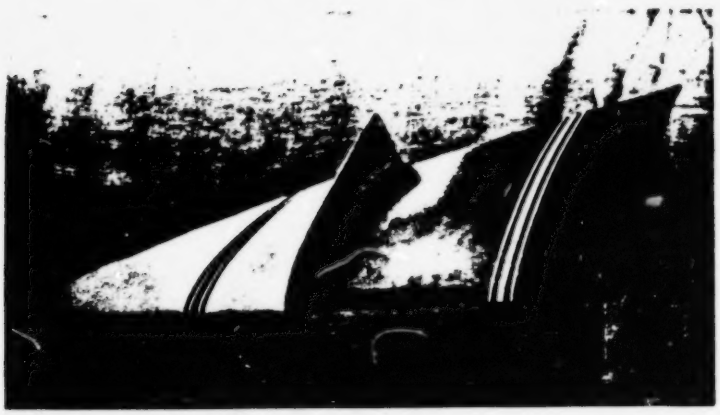
RÉFÉRENCES 45

BIBLIOGRAPHIE 46

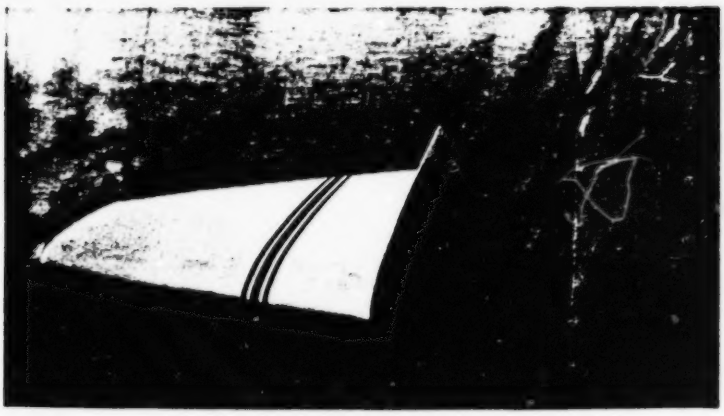
LISTE DES FIGURES

Figure 1	Courbes de rendement installé - vitesse de croisière	35
Figure 2	Coûts de réalisation comparatifs	36
Figure 3	Avantages du doublet contrarotatif	36
Figure 4a	Schéma de l'avion de transport régional de référence - Vue de face et de côté	37
Figure 4b	Schéma de l'avion de transport régional de référence - Vue en plan	38
Figure 5	Hélice à diamètre variable	39
Figure 6	Tableau comparatif de la traction au point fixe	40
Figure 7	Tableau comparatif des rendements en croisière de l'hélice à diamètre variable	41
Figure 8	Tableau comparatif de la capacité d'emport	42
Figure 9	Tableau comparatif des coûts d'exploitation directs	43
Figure 10	Aéronefs LHX et JVX	44

HÉLICES DE CONCEPTION AVANCÉE



Diamètre de la pale à son maximum pour une traction maximum (décollage et montée)



Pale raccourcie pour réduire la consommation spécifique (croisière)

Caractéristiques:

1. Matériaux composites de pointe
2. Profils modernes
3. Adaptation du comportement aéroélastique
4. Ailettes d'extrémité - cloisons de décrochage
5. Intégration emplanture de pale - capot - moyeu - nacelle
6. Fonctionnement silencieux
7. Géométrie variable

1. INTRODUCTION

L'hélice non carénée a longtemps été considérée comme le plus efficace des systèmes propulsifs pour avions subsoniques, et elle est parvenue à un stade de développement relativement avancé à la fin des années 50. Depuis, et tout au long des années 60 et 70, elle a été largement délaissée au bénéfice de la propulsion par réaction, plus rapide, mais moins économique. Avec la première crise mondiale du pétrole en 1973, voilà qu'on se souvient de l'hélice, l'accent étant cette fois mis sur l'accroissement du rendement, notamment à des vitesses de croisière plus élevées (voir figure 1). Les autres secteurs de recherche ont été la réduction du poids et du bruit, le redressement de la maintenabilité et de la fiabilité et, côté financier, la baisse des coûts de fabrication et d'exploitation. L'évolution technologique aidant, tous ces objectifs ont été atteints; cependant, d'autres avancées sont prévisibles.

Ce rapport présente l'étude faite par Aercoustics Engineering Ltd. Cette étude a consisté, dans une première étape, à faire un tour d'horizon du domaine de la propulsion par hélice, à trouver les créneaux intéressants, à déterminer l'ampleur de la recherche en cours dans chaque cas et à dégager les améliorations des performances qui pourraient en résulter.

L'étape suivante a consisté à classer les secteurs par ordre d'intérêt pour le Canada. L'hélice à diamètre variable l'ayant emporté, une première étude de faisabilité a été faite, dont les résultats ont été encourageants. Ensuite, un avant-projet d'avion de référence hypothétique, ressemblant au Dash-7 mais en plus rapide, a été étudié pour les besoins de la comparaison des performances réalisables avec, d'une part, des hélices à diamètre variable et, d'autre part, des hélices à diamètre fixe. L'étude a confirmé que l'hélice à diamètre variable autorise des gains importants de charge utile et des réductions des coûts d'exploitation directs.

La dernière étape a consisté à entreprendre une étude de marché pour déterminer quels seraient les secteurs de recherche en propulsion par hélice à privilégier en fonction des avantages que le Canada pourrait en retirer sur les plans Énergie, Transport et Création d'emplois scientifiques et industriels.

Tous ces travaux de recherche sont décrits dans le rapport principal TP 6256E "Advanced Propeller Designs for Commuter Aircraft" en quatre tomes:

Tome 1	Propeller Design Advances of Secondary Importance	octobre 1984	W.G. Richarz W.G. Andrews G.T. Andrews
Tome 2	Propeller Design Advances of Primary Importance	janvier 1985	W.G. Richarz R.G. Andrews G.T. Andrews
Tome 3	Comparison of Fixed and Variable Diameter Propellers on a Design Study Commuter Aircraft	novembre 1984	G.W. Johnson G.T. Andrews
Tome 4	Potential Canadian Propeller Programs	janvier 1985	R.G. Andrews

2. RETOMBÉES DU PROGRAMME DE R&D SUR LES HÉLICES DE CONCEPTION AVANCÉE

Les années 70 ont été marquées par un regain considérable de l'intérêt pour les hélices de conception avancée, ce qui a stimulé la recherche dans presque tous les créneaux prometteurs. En effet, les bureaux d'étude ont tenté d'approfondir de nouveaux concepts, même là où les améliorations escomptées semblaient faibles, au point que maintenant les principaux constructeurs d'hélices du monde occidental sont en mesure de proposer des hélices à rendement très amélioré par rapport à celles d'il y a quelques années seulement, et ce pour presque toutes les catégories d'avions de transport. La recherche qui se poursuit dans ce domaine améliorera encore plus le rendement des avions à hélices, bien que ces progrès risquent d'être moins perceptibles sous le seuil de Mach 0,6. Cependant il y a une exception et elle concerne les hélices à diamètre variable. Celles-ci devraient permettre un relèvement des rendements dans une plage étendue d'avances au tour, ce qui se répercuterait très favorablement sur le rendement global des avions qui en seraient équipés. Or la recherche documentaire entreprise a montré qu'un seul projet de R&D a été lancé récemment dans ce domaine, bien qu'un certain nombre de brevets aient été déposés et d'études lancées depuis 1963.

Depuis quelques années, la recherche a été davantage axée sur l'élargissement du domaine d'utilisation efficace des hélices, dans l'optique des avions de ligne de Mach 0,8 à consommation améliorée. Les importants obstacles techniques à l'aboutissement de cette technologie sont en train d'être réduits sous la vigueur de la recherche faite tant aux États-Unis, sous l'égide de la NASA et des constructeurs américains, qu'en France, en Allemagne de l'Ouest et au Japon. Mis à part l'objectif de Mach 0,8, ces travaux ne manqueront pas d'avoir des retombées intéressantes sur les avions de transport dans la gamme des Mach 0,6 à 0,7, lesquels n'ont pas besoin d'hélices aussi coûteuses et complexes que les transsoniques dont on a beaucoup entendu parler.

Le tour d'horizon qui a été fait sur les progrès réalisés dans le domaine des hélices a mis en évidence un certain nombre de concepts qui ont été divisés en deux groupes. Le premier groupe, dit d'importance secondaire, comporte six concepts ainsi classés à la suite d'une évaluation de l'intérêt qu'ils offrent d'après les critères suivants: amélioration du rendement global, retombées pour les

avionneries canadiennes, originalité de la recherche et possibilité de travaux de reprise au Canada. Quant au deuxième groupe, il rassemble les concepts qui ont été jugés de première importance, d'après ces mêmes critères.

2.1 Concepts avancés d'intérêt secondaire

2.1.1 Ailettes d'extrémité de pales

Ce domaine est marqué par de graves contradictions qui ressortent des résultats de la recherche théorique et appliquée. En effet, alors que, d'une part, les études théoriques mettent en évidence l'intérêt de cette technique en termes de rendement et de réduction du bruit dans des conditions déterminées, les constructeurs, d'autre part, se sont vivement opposés à cette idée presque à l'unanimité. Une étude faite pour le compte de la NASA (référence 1) prédit un gain de rendement de 1 à 5 p. 100 par l'ajout d'ailettes d'extrémité aux pales d'une hélice à diamètre invariable, lesquelles contribueraient, en outre, à maintenir le bruit à un niveau presque constant. Comme alternative, il a également été prédit la possibilité de réduire le diamètre de l'hélice (et aussi le bruit) tout en gardant la poussée au niveau actuel.

En contre-pied de ces opinions sont les résultats de plusieurs essais en soufflerie et essais de vol obtenus par divers établissements de recherche. Ainsi, Hartzell, ayant soumis à des essais en soufflerie son hélice à cinq pales dans sa forme dite Q-tip (c'est-à-dire celle dont l'extrémité des pales a été rabattue de 90° vers l'arrière du sens de rotation), a constaté une légère dégradation des caractéristiques aérodynamiques. Des résultats semblables ont été obtenus par la Royal Aircraft Establishment lors d'essais de vol et par l'Agence de recherche aérospatiale d'Allemagne de l'Ouest à l'issue de presque tous les essais en soufflerie qu'elle a faits.

Les protagonistes des ailettes répliquent que les spécimens soumis aux essais n'avaient pas été optimalisés, facteur de première importance dans un domaine aussi sensible au facteur de forme. De tout ceci il ressort que, pour l'instant, les résultats dont on dispose sont loin d'être concluants.

Pour qu'ils le deviennent, il faudra des recherches plus poussées et, même là, on croit savoir que les progrès réalisables resteront relativement faibles. C'est pourquoi ce concept a été jugé d'importance secondaire.

2.1.2 Effets aérodynamiques

Par effets aérodynamiques dans leur sens le plus large, on entend toute interaction néfaste se produisant entre les veines fluides et le fuseau moteur ou la cellule ainsi qu'entre les pales et le moyeu capoté de l'hélice. Les pertes qui en résultent, importantes pour toutes les catégories d'aéronefs, peuvent, dans le cas d'un turbopropulsé classique, constituer de 20 à 40 p. 100 de la traînée totale à la vitesse de croisière.

Il existe de nombreuses méthodes analytiques pour le calcul détaillé du rendement aérodynamique d'une hélice installée. Cependant, dans la plupart des cas, l'accroissement du rendement résultant de ces calculs extrêmement compliqués n'est pas du tout proportionnel à la puissance de calcul devant être mise en jeu, du moins pour l'instant. Dans ces calculs, on considère normalement que l'écoulement qui traverse le plan de rotation de l'hélice est en régime permanent, alors qu'en réalité le régime est non permanent et non uniforme, à cause des vitesses induites par les tourbillons prenant naissance au droit des éléments de l'aéronef balayés par le souffle.

Alors que ces effets aérodynamiques sont ressentis davantage dans le cas des avions rapides, comme l'avion de ligne que l'on propose d'équiper d'hélices transsoniques, par exemple (où l'écoulement peut-être transsonique ou supersonique), il reste que les hélices de type plus classique souffrent également de certains effets aérodynamiques néfastes que l'on n'a pas encore su éliminer, le plus important d'entre eux étant la forte traînée se produisant entre le pied de la pale et le capot du moyeu de l'hélice. Cette traînée est produite par l'interaction entre le pied de l'hélice, qui est rond, et la surface du capot, ainsi que par le pied lui-même. Les méthodes connues pour réduire ces pertes (en donnant à la partie de la pale qui entre dans le capot un profil qui prolonge celui de la pale elle-même et en rendant étanche l'ouverture entre eux) sont de plus en plus largement utilisées. Une autre technique visant ce même but et utilisée sur les aéronefs série FX consiste à donner un profil basse vitesse à la demi-pale intérieure où les vitesses tangentielles sont relativement faibles mais les angles d'attaque très élevés.

En outre, diverses autres techniques sont utilisées pour améliorer l'écoulement des veines à la jonction du fuseau moteur et de l'aile. Alors que, auparavant, un fuseau moteur était étudié pour donner le plus petit diamètre possible compatible avec l'encombrement du moteur, de sa transmission et du moyeu, aujourd'hui, on cherche davantage

à rendre cette zone plus aérodynamique et à redresser l'écoulement des veines qui la balayent. Un autre effet bénéfique provient du redressement de la veine soufflée, et par conséquent de la réduction des pertes de poussée, par une "adaptation" des ailes et par l'habillage des formes. Ces techniques permettent de relever les rendements dans une certaine mesure, étant donné que les pertes dues aux écoulements tourbillonnaires peuvent constituer, dans le cas des hélices fortement chargées, de 7 à 11 p. 100 de la traînée totale d'interaction.

2.1.3 Pales en flèche

La flèche d'une pale d'hélice permet de résoudre un certain nombre de problèmes aérodynamiques, le premier d'entre eux étant la traînée de profil qui dépend de la forme de ce dernier et de la surface offerte par la pale à l'écoulement fluide. Deuxièmement, la flèche est un moyen efficace pour réduire l'intensité sonore en champ proche des hélices. Alors que la flèche est indispensable dans le cas de l'hélice transsonique ou soufflante non carénée (à cause de leur vitesse et charge élevées en service), les avantages qu'elle offre aux vitesses et charges moins élevées, comme dans le cas de l'avion de transport régional, sont moins directement évidents.

En aviation générale et en transport aérien régional, la traînée de profil occasionne environ le tiers des pertes dues aux hélices, mesurées avant installation de celles-ci. À mesure que les valeurs de Mach en bout de pale augmentent, les effets de compressibilité se font de plus en plus sentir sur la demi-pale extérieure. Grâce à la flèche, la vitesse d'écoulement de l'air est réduite à sa composante perpendiculaire au bord d'attaque: la valeur de Mach locale est abaissée et l'apparition des phénomènes de compressibilité dont souffrent les hélices à haute vitesse est retardée, comme l'ont démontré les essais en soufflerie faits par la NASA et par Hamilton Standard sur les hélices transsoniques. Mais ces résultats intéressent beaucoup moins les avions subsoniques, à propos desquels Hamilton Standard a déclaré que la flèche ne commence à donner d'effet aérodynamique perceptible qu'à partir de vitesses de croisière correspondant à Mach 0,6. Ces résultats ont, par ailleurs, été vérifiés par un programme de recherche lancé conjointement par Dornier, Hoffman et l'Agence de recherche aérospatiale d'Allemagne de l'Ouest, programme qui a permis de constater qu'un bout de pale en flèche entraînait une perte petite mais constante, par rapport à un bout de pale droit.

À l'instar des ailettes d'extrémité de pales, un profil en flèche est très sensible à toutes sortes de facteurs. C'est

ce que soutiennent les protagonistes des pales en flèche lorsqu'ils prétendent que de réels progrès sont réalisables si la flèche est bien étudiée et réalisée (références 2 et 3). On croit savoir que les effets négatifs obtenus des essais déjà cités sont dus à la convergence des veines à l'aval de l'hélice, dont l'effet est de déformer aérodynamiquement cette dernière, comme si les pales sans flèche avaient une flèche négative et les pales en flèche pas de flèche du tout.

Hamilton Standard a annoncé avoir obtenu des réductions d'intensité sonore en champ proche de l'ordre de 7 à 10 dB, dans le cas des hélices transsoniques à pales en flèche, par rapport aux pales sans flèche. Et bien qu'il ne faille pas s'attendre à des réductions de cet ordre dans le cas des aéronefs de transport régional (à cause des vitesses tangentielles et des valeurs de charge moins élevées), le principe qui explique ces réductions se vérifie. D'après ce principe, les pressions acoustiques émanant des différentes tranches le long de la pale s'annulent les unes les autres, d'où l'atténuation constatée.

Un certain nombre d'avions d'affaires ont été équipés, en version prototype, d'hélices à pales en flèche pour des raisons qui permettent, selon les constructeurs, de relever les vitesses et de réduire les niveaux sonores. Il s'agit du Lear Fan 2100 et du Gates-Piaggio GP 180 Avanti qu'on dit capables de voler à des vitesses de croisière atteignant le Mach 0,7 (référence 4).

2.1.4 Allégement des réducteurs

On constate qu'il y a peu de recherche qui se fait sur les réducteurs destinés aux aéronefs d'aviation générale et de transport régional en vue de leur allégement et de la prolongation de leur durée de vie utile. On ne devrait donc pas s'attendre à des innovations audacieuses dans ce domaine. Néanmoins, dans certains établissements de recherche, des programmes de R&D importants ont été lancés sur les réducteurs pour turbopropulseurs fonctionnant à des vitesses du haut subsonique, programmes dont ne manquera pas de profiter la recherche sur les réducteurs de plus petit calibre (notamment sous forme d'un allégement, d'une efficacité légèrement améliorée et d'un niveau de fiabilité et de maintenabilité plus élevé).

Les compagnies Pratt and Whitney et Sikorsky Aircraft ont lancé un programme d'étude conjoint visant, d'une part, à déterminer les paramètres les plus importants en matière d'étude de réducteurs et, d'autre part, à évaluer dans quelle mesure la technologie des réducteurs est prête à

l'avènement des hélices transsoniques. L'étude a mis en évidence l'importance de perfectionner les paliers, les étanchéités, les carters et la lubrification en vue de satisfaire aux normes de performance, de maintenabilité et de fiabilité exigées pour l'adaptation aux hélices transsoniques. Certains aspects de cette recherche ont été pris en charge par la NASA en vertu de son programme APET (Advanced Propulsion/Engine Technology), dont la réalisation la plus novatrice a été l'étude de carters en matériaux composites pour réducteurs.

Nombre de retombées du programme de mise au point des hélices transsoniques profiteront directement aux turbopropulseurs classiques dans la catégorie des 750 à 3 750 kW de puissance (1000 à 5000 HP à l'arbre) équipant des aéronefs de transport régional de 30 à 50 passagers et volant à la vitesse de Mach 0,4 et plus. Ces retombées ne manqueront pas d'avoir une influence sur les normes de maintenabilité et de fiabilité en vigueur, permettant un entretien dit "selon vérification de l'état" et la réduction des coûts d'exploitation directs.

La recherche documentaire a fait ressortir un seul réducteur de type novateur étudié exprés pour la catégorie de l'aviation générale: celui qui équipe le Lear Fan 2100. Cet avion a deux turbopropulseurs PT 6 animant une seule hélice de type pousseur par l'entremise d'une transmission qui joue le double rôle de réducteur et de synchroniseur de vitesses. En cas de panne d'un des moteurs, celui-ci est automatiquement débrayé, laissant l'autre fonctionner sans encombre, d'où une sécurité de fonctionnement et une fiabilité plus élevées. Mais des problèmes ont retardé l'homologation du réducteur qui nécessitera de plus amples mises au point.

2.1.5 Soufflage de la pale

C'est là un domaine qui nécessite des études plus approfondies. Comme l'a si bien dit H.V. Borst dans son résumé exhaustif sur la recherche en matière d'hélice: "Volets, fentes et soufflage, tout a été pris en considération, mais aucune recherche sérieuse n'a été faite pour les appliquer à une pale d'hélice" (référence 5). Cette constatation vieille d'une décennie reste encore vraie de nos jours.

Des allusions de portée générale au soufflage des pales d'hélice ont été faites par le Dr. D.C. Mikkleson, directeur de la recherche sur les hélices à la NASA. Le résultat de la recherche préliminaire (et abandonnée depuis) a été "que le potentiel du soufflage du bord d'attaque des pales reculantes est intéressant" (référence 6) pour réduire les pertes en bout de pale ainsi que les niveaux sonores à la

source. Les rendements, a-t-il été estimé, augmenteraient de 1 à 2 p. 100 aux vitesses de croisière, tandis que les atténuations sonores atteindraient jusqu'à 1 dB en cabine et de 2 à 3 dB en champ sonore éloigné, dans le cas d'hélices transsoniques contrarotatives.

On ignore la plage des vitesses dont ce rapport a voulu traiter, mais on croit savoir que les gains de rendement seraient encore plus grands aux vitesses plus basses. Dans le cas des éoliennes à portance de profil contrôlée, le rendement a passé de 40 à près de 60 p. 100. De l'air est soufflé dans une fente ménagée sur toute la longueur de la pale de l'éolienne, côté bord de fuite. En sortant sur l'intrados, l'air comprimé se comporte comme un volet, augmentant la portance et réduisant la traînée. C'est ce même principe qui a été appliqué à l'aéronef à voilure en X (référence 7).

Un autre programme expérimental récent, très prometteur du point de vue de la réduction de traînée, porte sur les profils à microtrous. Aux vitesses transsoniques, cette technique permettrait d'obtenir jusqu'à 46 p. 100 de réduction dans la traînée de profil. Le fait de prévoir une cavité surmontée d'une surface poreuse sur le profil, juste après le point d'épaisseur maximale (c'est à cet endroit qu'une forte onde de choc se forme normalement), produit une onde de choc oblique de force atténuée au droit de la ligne d'attaque de la surface poreuse. Cette onde ralentit l'écoulement de l'air à cet endroit, baissant le nombre de Mach local, d'où une réduction de la traînée sans aucune perte de portance aux vitesses allant de transsonique à supersonique. En revanche, la présence de ce dispositif produit une traînée supplémentaire aux vitesses sous-critiques, étant donné que l'écoulement laminaire est détruit. De plus amples recherches sont nécessaires afin de vérifier la validité de ce principe, de le généraliser et d'en établir les limites d'utilisation.

2.1.6 Profils spéciaux

La recherche faite après la dernière guerre mondiale sur les profils d'hélices a permis de réaliser d'importants progrès, jusqu'à l'avènement du moteur à réaction. Néanmoins, le regain d'intérêt pour la propulsion à hélice a débouché sur des profils améliorés, inspirés des profils de la série Naca 16 et 6 à la base de presque toutes les hélices de l'époque. Les gains aérodynamiques résultants, tout en étant positifs, ont à peine atteint 1 p. 100 de rendement maximum avant installation. Les gains les plus intéressants apportés par ces nouveaux profils résultent d'un affinement des caractéristiques non critiques et sont de l'ordre de 6 p. 100. La

poursuite de la recherche conduira certes encore à de bons résultats, mais à une allure décroissante.

De façon générale, il faut, pour le décollage et l'atterrissage, des hélices possédant des coefficients de portance très élevés, tandis que pour le vol à nombre de Mach relativement élevé, il faut des coefficients plutôt bas. De même, les profils choisis doivent avoir une finesse élevée dans toute la plage d'utilisation ainsi qu'un nombre de Mach critique élevé. Enfin, une hélice moderne doit être conçue de manière à produire un moment giratoire aérodynamique faible; elle doit, de plus, être robuste, résister aux endommagements par des objets et se prêter aisément à la fabrication.

La recherche semble avoir donné de bons résultats concernant la satisfaction de ces conditions si contradictoires. Voici quelques exemples: les recherches menées conjointement par Aircraft Research Associations et Dowty Rotol Ltd. et qui ont débouché sur l'élaboration d'une famille de profils connue sous le vocable de ARA-D; les travaux faits par Hamilton Standard au bénéfice des avions de transport régional et qui ont débouché sur la famille de profils dite HS-1; le programme Dornier/Hoffman/Agence de recherche aérospatiale d'Allemagne de l'Ouest et, enfin, le programme canadien sur les hélices mené par la de Havilland et le Centre de développement des transports.

Tous les nouveaux profils résultant des programmes cités offrent des performances de pointe et des rendements nettement améliorés dans une plage très vaste de conditions de service, tout en étant conçus pour accroître les vitesses de croisière.

Il y a lieu de noter que les trois derniers programmes cités ont porté chacun sur un aéronef particulier. Il en est résulté trois hélices conçues "sur mesure", donc aux caractéristiques très différentes, notamment quant à la distribution des épaisseurs le long de la corde et aussi, dans certains cas, quant à la forme des demi-pales intérieures liée à la forme de l'ensemble moteur-fuseau-aile. C'est largement à cause de la possibilité d'adaptation des hélices (adaptation facilitée maintenant par l'ordinateur qui prend en charge le travail d'optimisation pour lequel il fallait auparavant consentir un programme fastidieux d'essais et de mises au point) que les gains de rendement ont pu être si élevés dans toute la plage des conditions d'utilisation. Aussi, est-ce ce secteur de la recherche qui promet de donner les meilleurs résultats.

2.2 Concepts avancés d'intérêt primaire

2.2.1 Matériaux et fabrication

Il est maintenant possible de remplacer les hélices en bois ou en métal, couramment utilisées, par d'autres en matériaux composites qui ont l'avantage d'être plus légers ou plus résistants, ou les deux. Malgré l'attrait d'une telle solution, son adoption a été retardée, tant par le facteur coût de la mise au point nécessaire pour amener l'hélice à un stade de sûreté suffisant que par la crainte des conséquences d'une rupture en service. Mais les progrès réalisés sont à ce point poussés que rien ne devrait retarder plus longtemps l'utilisation généralisée des composites dans ce domaine.

De nombreux héliciers ont d'ailleurs déjà entrepris la fabrication d'hélices et de rotors utilisant abondamment la fibre de verre ou de carbone et le kevlar (notamment Dowty Rotol et Hartzell), tandis que Hamilton Standard fait appel à une enveloppe en fibre de verre sur des longerons d'aluminium. Ces fibres, ainsi que d'autres - bore, graphite, etc. - sont enrobées dans une matrice organique (généralement une résine époxy) qui permet d'en exploiter les fabuleuses propriétés mécaniques. Presque tous les matériaux composites modernes possèdent un rapport résistance-poids et un rapport raideur-poids bien supérieurs à ceux des matériaux métalliques (voir figure 2). Ainsi, le kevlar (fibre obtenue à partir d'une polyamide aromatique, introduit dans une matrice en résine époxy et disposé unidirectionnellement) est caractérisé par une limite élastique spécifique d'environ trois fois et demie celle du titanium et par une rigidité spécifique à peu près deux fois plus grande.

Les composites offrent également beaucoup d'autres avantages. Du fait qu'ils sont anisotropes, c'est-à-dire que leurs propriétés varient selon l'orientation des fibres, il est possible de leur donner le degré de souplesse relative exactement conforme à l'usage qu'on veut en faire, sans perdre aucune des caractéristiques de résistance ou aérodynamiques du produit fini. Pour cette même raison, une pale en matériaux composites acquiert mieux qu'une autre en matériaux homogènes le comportement aéroélastique voulu; de plus, ses propriétés d'amortissement supérieures à celles du métal la rendent moins prédisposée aux vibrations et au flottement. Autre avantage de la pale en matériaux composites, sa plus grande ductilité, les fissures éventuelles ne se propageant pas aussi vite que dans le métal. De même, elle permet de se conformer plus aisément aux critères d'abaissement des niveaux sonores du fait que le diamètre de

l'hélice peut être augmenté sans accroissement de poids trop pénalisante, de sorte que les vitesses tangentielles (et par conséquent les niveaux sonores) sont diminuées en conséquence. Enfin, une hélice en matériaux composites peut être amenée à un état de surface supérieur sans avoir recours à un usinage coûteux, grâce au procédé de moulage propre à ce type de matériaux.

Mais ce n'est pas tout. D'autres gains sont réalisables, à part ceux reliés à la fabrication proprement dite. Étant donné l'allégement que ces matériaux procurent, on obtient une diminution des valeurs de force centrifuge exercées sur la pale et des moments giratoires centrifuges qui en sont la conséquence; ceci autorise des fixations et des dispositifs de réglage de pas à la fois plus simples - donc légers -, moins chers et plus aisés à entretenir.

Toutefois, l'emploi des composites suscite quand même quelques réserves dues notamment à des facteurs reliés à l'environnement: érosion, dégradation sous l'action de l'ultraviolet, propension à absorber l'humidité et besoin de protection contre la foudre, autant de facteurs à prendre soigneusement en compte, tant à l'étape de la conception qu'à celle de la fabrication. En outre, une qualité uniforme du produit fini est difficile à garantir, en raison de sa sensibilité à des facteurs aussi variés que l'orientation des fibres, les rides, le mouillage, le rapport résine/fibres, le cycle de cuisson ainsi que les propriétés des matériaux constitutifs eux-mêmes. On est loin d'avoir trouvé des méthodes d'essai non destructif, dont la mise en oeuvre soit bon marché tout en permettant de déterminer avec certitude l'intégrité du produit fini.

Néanmoins, des progrès certains ont été réalisés à l'égard de tous ces facteurs, grâce à une base de données plus étendue qui autorise une meilleure compréhension de ces matériaux, de leur structure et des techniques de fabrication. Un rôle déterminant a été joué par le développement et la mise en oeuvre de codes informatiques appliqués à l'étude, par la méthode des éléments finis, des caractéristiques aérodynamiques et structurelles d'objets de géométrie complexe comme la pale d'hélice. En outre, on dispose maintenant de méthodes pour la corrélation des résultats obtenus par calcul avec ceux tirés des essais, d'un fonds d'expérience de plus en plus riche et d'une banque de données tirées des essais de vol ou provenant d'un usage courant de ces matériaux. En revanche, il est un domaine encore en reste, celui des méthodes analytiques dont disposent techniciens et ingénieurs pour détecter les défauts intérieurs ou déterminer les risques de rupture. Pousser l'assurance de la qualité à un niveau plus élevé

qu'il ne l'est actuellement permettrait de tirer parti de tous les avantages offerts par les matériaux composites dans toute la gamme des applications possibles en matière de propulsion par hélice.

2.2.2 Doublet contrarotatif

Le doublet contrarotatif fait l'objet de recherches très poussées visant à en connaître toutes les caractéristiques et à en tirer tout le parti possible. L'intérêt pour cette technique pourtant pas très récente a été ranimé par la perspective d'un gain de rendement de 9 p. 100 de l'hélice installée, annoncé par les chercheurs de la NASA à l'égard de certaines applications (référence 6). L'avantage du doublet provient essentiellement du redressement de la veine soufflée dans l'axe longitudinal. En effet, lorsque le disque qui schématise le plan de rotation de l'hélice imprime à la masse d'air une vitesse et une pression plus fortes à l'aval qu'à l'amont de l'hélice, il crée en même temps des vitesses tangentielles dues à la viscosité de l'air. L'avantage de la deuxième hélice juste derrière la première est d'annuler ces vitesses tangentielles et de produire un écoulement axial sous une pression plus élevée dans la veine soufflée. En réduisant ainsi les pertes dues au mouvement tourbillonnaire, on relève le rendement de façon très perceptible (voir figure 3).

Mais l'emploi du doublet contrarotatif risque de poser un sérieux problème de bruit en champ proche, celui produit par le doublet différant de celui d'une hélice simple sur deux plans importants: d'abord, l'interaction aérodynamique entre les deux hélices provoquée par le souffle de l'hélice amont agissant sur l'hélice aval; ensuite, l'interaction acoustique, toujours entre les deux hélices. La modélisation de ce dernier phénomène, bien qu'encore à l'étape expérimentale, indique d'ores et déjà qu'on peut s'attendre à une augmentation du niveau sonore dans la cabine de l'ordre de 1 à 6 dB, l'énergie sonore se trouvant répartie sur une plus grande gamme de fréquences.

D'autres problèmes (alourdissement, complexité et coût initial plus élevé) restent encore à résoudre; toutefois, les principaux établissements de recherche du monde occidental sont tombés d'accord sur les avantages de ce mode de propulsion et sur la faisabilité de sa mise au point. General Electric ainsi que Hamilton Standard ont relancé, sous l'égide de la NASA, la recherche sur les hélices contrarotatives (UDF dans un cas et propfan-CRP dans l'autre), qui doivent équiper presque exclusivement des aéronefs bimoteurs transportant une centaine de passagers et volant à Mach 0,7 ou 0,8. Aucune allusion n'est cependant

faite aux aéronefs de troisième niveau qui sont plus petits et plus lents.

Les premiers calculs sur les avantages réalisables par la rotation en sens contraire, à l'égard de l'avion de référence décrit à la partie 3, n'ont montré que de très faibles gains. En revanche, il a été constaté qu'une hélice à diamètre variable serait beaucoup plus avantageuse. Bien que ces constatations n'aient pas été approfondies, elles concordent avec ce qu'on savait déjà, soit que, en utilisant les contrarotatives, le rendement augmente avec les vitesses pratiquées et à mesure qu'augmentent les valeurs de charge au disque. Au contraire, l'hélice à diamètre variable trouve ses meilleures applications dans les cas où les caractéristiques de décollage et de montée initiale (où l'avance par tour est basse) sont des paramètres critiques. Des recherches approfondies seront nécessaires pour définir avec précision les plages d'utilisation efficace de l'hélice contrarotative et de l'hélice à diamètre variable; il semble cependant que la première commence à donner des résultats très intéressants aux alentours de Mach 0,55. Les avantages escomptés seraient suffisamment grands pour justifier le coût et la complexité accrus de ce système, mais seulement à l'égard d'aéronefs rapides ou de type spécialisé. Dans le cas de l'avion de référence, avec ses caractéristiques particulières de vitesse, taille et charge au disque, il serait plus avantageux d'adopter des mesures de type passif destinées à redresser la veine soufflée, par exemple, des aubes fixes et l'adaptation de l'aile. La contrarotative serait toutefois plus avantageuse dans une gamme plus étendue de conditions de service si le groupe motopropulseur-réducteur ainsi que l'appareil lui-même étaient étudiés en fonction de ce mode de propulsion.

2.2.3 Hélice à diamètre variable

Les calculs montrent que l'hélice à diamètre variable améliore considérablement les performances de vol dans diverses applications. L'hélice à pas fixe n'est pleinement efficace qu'en un seul point caractéristique, tandis que l'hélice à pas variable ne constitue qu'une solution approchée du rendement maximal en plusieurs points caractéristiques. Dans les deux cas, des compromis s'imposent, sacrifiant performances au profit du rendement ou vice versa. Les profils nouveaux, comme ceux discutés à la sous-section 2.1.6, rehaussent et élargissent la plage d'action efficace comparativement aux profils NASA, mais ils ne parviennent pas à combler les lacunes à l'une ou l'autre extrémité de la plage d'utilisation.

En revanche, l'hélice à diamètre variable permet d'obtenir des rendements élevés en plusieurs points caractéristiques très éloignés les uns des autres et aussi dans les deux cas extrêmes de condition de vol: celui où l'avance par tour est forte et celui où elle est faible. Les calculs préliminaires montrent que, à puissance moteur égale, le rendement en montée peut être de quelque 10 p. 100 supérieur à celui de l'hélice à diamètre constant, sans aucune contrepartie dans les performances en croisière. Ces gains de rendement se vérifient quel que soit le profil de pale utilisé: les profils anciens de la NASA ou les nouveaux appartenant aux familles ARA-D ou HS-1.

L'avantage en montée de l'hélice à diamètre variable convient particulièrement aux bimoteurs de transport régional, eu égard au règlement FAR (Federal Aviation Regulations) qui stipule l'aptitude de poursuivre le décollage sur un seul moteur, l'autre étant arrêté. L'hélice à diamètre variable apportera donc à ce type d'aéronef l'avantage d'une charge utile accrue. Devant le gain de rendement rendu possible par cette caractéristique, comparativement aux autres caractéristiques déjà abordées, la décision a été prise d'approfondir la question. C'est pourquoi ce rapport décrit-il au chapitre suivant l'étude préliminaire de faisabilité faite par Aercoustics sur l'hélice à diamètre variable, dans le cadre de la présente recherche.

3. HÉLICE À DIAMÈTRE VARIABLE - ÉVALUATION

3.1 Faisabilité technique

3.1.1 Étude conceptuelle

De tous les concepts abordés dans la présente étude, celui de l'hélice à diamètre variable s'est montré le plus prometteur du point de vue gains de performances. Devant ce fait, il a été décidé d'entreprendre une étude de faisabilité visant à déterminer s'il serait possible de réaliser une hélice de ce type qui offrirait un gain net de performances intéressant, malgré les sujétions de poids, d'encombrement et de résistance aérodynamique avec lesquelles il faut composer. En même temps, il fallait déterminer la nature des problèmes qui se posaient et chercher à leur égard les solutions possibles.

Un aéronef de transport régional semblable à un DASH 7 mais plus rapide a été arbitrairement choisi à titre d'avion de référence (voir figure 4), et le profil de pale adapté en conséquence. Le concept qui a résulté de l'étude est axé sur une hélice à pas fixe de forme plus ou moins classique, mais dont l'extrémité de pale télescopique permet d'allonger la pale radialement. Cette extrémité se carac-térise par une corde, un profil et un vrillage constants dans la zone escamotable. Des paliers de forme compatible sont logés à l'intérieur de la partie fixe de la pale. La liaison entre l'extrémité de pale et le mécanisme moteur du côté du pied de pale et du moyeu est assurée par une biellette (voir figure 5).

Afin de résister aux efforts et aux vibrations de service, la pale comporte une enveloppe creuse de type monocoque faite en matériaux composites: fibre de carbone-kevlar-matrice organique. Pour assurer une raideur suffisante, de courtes nervures sont prévues sur la partie fixe de la pale en plus d'une ailette à l'extrémité de celle-ci. Cette configuration offre une grande résistance caractéristique, admet plusieurs formes de profil et permet d'escamoter l'extrémité extensible et d'enfermer son mécanisme de commande.

Le principal paramètre de résistance de la partie extensible a été le plus petit poids compatible avec les forces d'ex-tension, de torsion et de flexion en jeu. Cette partie de la pale a été réalisée également sous forme d'enveloppe monocoque en matériaux composites mais remplie d'un produit de remplissage de masse volumique faible. Côté mécanique,

un système a été conçu pour résister aux forces agissant sur l'extrémité de pale en faisant reporter les forces centrifuges (qui sont dominantes) directement sur le moyeu, et les autres forces (de torsion et de flexion) sur la partie fixe de la pale par l'entremise de paliers.

Pour ce qui est du pied de pale et de sa retenue dans le moyeu, trois concepts ont été évalués. Celui qui a été choisi est de type hybride, combinant une partie en matériaux composites et une autre en métal. Il offre l'avantage d'être le plus sûr (étant donné les nombreuses lignes de report des efforts) en plus de se prêter le mieux à un diamètre d'hélice variable et d'être de fabrication plus aisée.

Quant au mécanisme de commande d'extension, il devait être simple, fiable et adapté aux contraintes opérationnelles d'une pale télescopique. Les principaux critères de calcul retenus ont été les suivants:

1. aucune survitesse dangereuse en cas de défaillance,
2. haute fiabilité,
3. construction modulaire pour faciliter la maintenance,
4. possibilités de mise en drapeau, d'inversion de la traction et de régulation des vitesses.

Par ailleurs, les mécanismes commandant le pas et le diamètre des hélices devaient, selon l'étape de vol considérée:

5. être à commande séparée, ou
6. être verrouillables, réglant les hélices à un petit pas lorsque le diamètre est au maximum, et à un grand pas quand le diamètre est au minimum, le découplage pouvant néanmoins se faire à tout moment.

Les chercheurs ont retenu l'idée d'une boîte de transmission à démultiplication harmonique placée dans le moyeu et capable de régler le pas en fonction du diamètre de l'hélice ou, au besoin, d'agir sur les deux paramètres séparément; la validation de ce principe a toutefois été laissée à une étape ultérieure de l'étude. Mais il est également possible d'utiliser des systèmes plus classiques, tel celui de Hamilton Standard pour le verrouillage de pas (Active Pitch Lock), combiné à celui d'Aercoustics pour la rentrée et la sortie des extrémités de pale télescopiques.

Les paliers qui positionnent les extrémités de pale avec précision à l'intérieur de la demi-pale fixe ont, eux aussi, fait l'objet d'une démarche d'étude approfondie qui a débouché sur les critères suivants:

1. coefficient de frottement uniformément bas, quelles que soient les conditions de charge et les conditions climatiques,
2. tolérances serrées afin de réduire au minimum les vibrations aéroélastiques ou "flottement",
3. bonne tenue aux poussiéres, à l'humidité et au givrage de manière à ne pas compromettre le rendement,
4. facilité d'inspection et d'entretien,
5. concentrations minimales de contraintes reportées sur la pale dans toutes les conditions de charge et de vibration.

Le moyen de satisfaire à tous ces critères semble être de faire appel à des coussinets en téflon pour les paliers dans la partie fixe de la pale.

3.1.2 Programme d'essais

Un programme d'essais restreint a été mis en oeuvre dans le but d'éprouver à titre préliminaire quelques-uns des organes de l'hélice proposée. Les essais ont été réalisés sur une maquette en vraie grandeur se limitant à l'extrémité de pale télescopique et à la demi-pale de la partie fixe. Cette maquette a été réalisée en grandeur nature afin d'éviter les problèmes de réduction d'échelle de l'épaisseur du revêtement travaillant ainsi que de sa résistance en torsion. Dès le début, l'hélice a été imaginée en matériaux composites, les seuls à pouvoir lui donner les propriétés mécaniques voulues.

À ce programme d'essais, les objectifs suivants ont été fixés:

1. évaluation de l'intégrité et de la stabilité du profil soumis à des valeurs approchées de charge en régime permanent: efforts centrifuges, de flexion et de torsion, correspondant aux conditions de service,
2. évaluation du comportement des paliers soumis à des charges répétées représentant celles en jeu au moment de la sortie et de la rentrée de la partie télescopique,
3. évaluation de l'effet sur les coussinets de cycles répétés d'extension/rétraction de la partie télescopique,
4. évaluation des problèmes mis en évidence lors des essais.

Ces essais n'ont porté que sur les aspects mécaniques du concept, étant donné qu'il est inutile de passer à l'aspect aérodynamique tant que la viabilité du système n'aura pas été évaluée dans son ensemble et que des prévisions

détaillées sur le comportement aérodynamique du système n'auront pas été faites et analysées.

Les résultats du programme d'essais ont été jugés avec prudence étant donné les caractéristiques du montage de simulation des charges. Néanmoins, aucune concentration de contraintes de quelque importance n'a été constatée sur la pale en charge, tandis que la valeur efficace des déformations dues aux efforts cycliques (au moment de la sortie et de la rentrée de la partie télescopique) n'a jamais dépassé la valeur moyenne de plus de 7 p. 100. La charge sur le mécanisme de commande a été trouvée normale et, dans toutes les conditions constatées, les moments appliqués simulant les moments giratoires centrifuges et aérodynamiques ont fait que la force nécessaire à l'action de la pale extensible a été moindre que prévu.

Ces essais sur la faisabilité technique de l'hélice à diamètre variable ont donné des résultats encourageants. Ils ont permis de dégager des concepts intéressants pour ce qui concerne les principaux organes de l'hélice et ont montré, en outre, que les mécanismes nécessaires à la variation de diamètre n'ont eu qu'une très faible influence sur les principaux facteurs qui déterminent le rendement de l'hélice.

Enfin, ils ont montré la nécessité de procéder à une évaluation plus détaillée des facteurs pouvant améliorer davantage le rendement.

3.2 Accroissement prévu des performances

L'étape suivante a consisté à chiffrer les performances réalisables par un aéronef équipé d'hélices à diamètre variable, comparativement à des hélices à diamètre fixe. À titre d'avion de référence, on a choisi un aéronef semblable au DASH-7 mais pouvant voler à une vitesse de croisière de 350 noeuds.

La démarche d'étude a eu pour objectif de choisir la configuration propulsive permettant de maximiser la taille de l'aéronef, compte tenu des performances escomptées et de la puissance motrice installée. En même temps, les chercheurs devaient dégager les configurations d'aéronef correspondant à une charge utile maximale et à des coûts d'exploitation directs minimaux. Enfin, les contraintes hypothétiques que la FAA (et aussi, dans une moindre mesure, le Canada) pourrait éventuellement édicter concernant un aéronef de ce type ont été envisagées, et certaines d'entre elles ont été retenues.

Les avantages de l'hélice à diamètre variable, comparativement à l'hélice à diamètre fixe, ont pu être dégagés en analysant les caractéristiques des diverses configurations en présence, en fonction d'un rendement propulsif installé de croisière de 0,85 et de 0,90 p. 100. Cette évaluation a pris en compte l'alourdissement et le surcoût de l'appareil, inévitables avec une hélice à diamètre variable. Le poids des organes de l'aéronef a été dérivé des équations généralement utilisées dans la conception d'aéronefs de transport régional (références 8, 9 et 10), mais dûment modifiées. Les plus importants facteurs pris en compte ont été le nombre de sièges maximum, le prix de revient et les coûts d'exploitation directs.

L'étude a mis en évidence les améliorations réalisables en termes de charge utile augmentée et de coûts d'exploitation directs réduits grâce à l'hélice à diamètre variable, à savoir 13 p. 100 dans le premier cas (fret et passagers) et 11 p. 100 dans le second. Ces améliorations sont attribuables au fait que l'hélice à diamètre variable parvient à concilier les exigences de traction aux basses vitesses à celles du rendement propulsif aux vitesses de croisière, mieux que ne le fait l'hélice à diamètre fixe. À niveau de puissance installée égal, l'hélice à diamètre variable autorise des poids bruts au décollage plus élevés (voir figures 6 à 9).

4. PROGRAMMES DE RECHERCHE POSSIBLES AU CANADA

4.1 Avantages pour le Canada

Un programme de R&D judicieusement choisi sur la propulsion par hélice peut être très fructueux pour le Canada, notamment dans le domaine des économies d'énergie, qui demeure un objectif pressant malgré les progrès réalisés. En effet, le transport aérien consomme d'énormes quantités de produits pétroliers, de sorte que la recherche en vue de réduire les consommations spécifiques des aéronefs demeure impérative.

Les gains dans ce domaine ressortissent aux trois secteurs suivants de la R&D:

1. Les moteurs à hélice non carénée équipant les avions de ligne volant à Mach 0,8. On s'attend à ce que ces moteurs atteignent des rendements d'environ 85 à 90 p. 100; c'est là un ordre de grandeur de quelque 20 p. 100 supérieur, même comparé aux moteurs à double flux à taux élevé de dilution, dont le rendement est élevé et qui céderont leur place dès le début des années 90.

2. Les aéronefs à consommation améliorée et à propulsion par hélice utilisés pour le transport régional et court-courrier. Des avions neufs, tels que DASH-8, Embraer 120, Saab/Fairchild 340, Dornier 228, Fokker 50, Shorts 450, etc., équipés d'hélices modernes, et d'autres encore à l'étude viendront remplacer les appareils à turbopropulseurs et turboréacteurs plus voraces sur la plupart des itinéraires courts (la desserte Ottawa-Toronto-Montréal, Toronto-Buffalo par ADAC, par exemple).

3. Les avions de transport régional type. Comme déjà indiqué, la recherche a montré que, dans ce cas, l'hélice à diamètre variable autorise d'importants gains de consommation par passager-mille. Elle a aussi montré que, dans le cas de l'avion de référence, à puissance installée égale, elle autorise un gain de 13 p. 100 dans la charge utile et une réduction de 11 p. 100 dans l'indice du coût d'exploitation direct. Ainsi, un programme de recherche débouchant sur la mise au point de l'hélice à diamètre variable destinée aux court-courriers canadiens ouvrirait la voie à des gains de consommation du même ordre.

Le deuxième avantage serait la réduction des rejets dans l'air. On sait qu'à rendement de combustion égal, moins on consomme de carburant, moins l'air est pollué. Or, dans le contexte actuel des préoccupations concernant les effets à long terme des produits de la combustion sur les couches supérieures de l'atmosphère, l'avantage d'une réduction de la pollution devrait être admis d'emblée.

Il y a aussi la réduction du coût du transport aérien. Au milieu des années 80, le poste carburant a figuré pour quelque 30 p. 100 du coût total par siège-mille ou par tonne-mille. Or, les économies que promet l'hélice à diamètre variable dans le domaine du transport régional sont assez substantielles pour que l'idée mérite d'être prise au sérieux, ne serait-ce que dans l'optique des gains de consommation, estimés à 30 p. 100 dans le cas des moteurs à hélice transsonique, comparativement aux réacteurs à double flux.

Toutefois, l'avantage économique le plus important pour le Canada serait l'expansion de sa part du marché de l'aérospatiale; déjà, il est bien établi dans ce marché mondial: n'a-t-il pas vendu en 1984 pour quelque 3,3 milliards de dollars, surtout sur les marchés d'exportation? L'extension de cette industrie cadrerait avec les objectifs nationaux de développement économique, étant donné qu'il s'agit avant tout d'un domaine de haute technologie promis à une forte croissance, tant sur les marchés intérieurs que sur les marchés étrangers. Il n'existe au Canada aucune autre industrie reliée à la propulsion par hélice que celle de la révision. Or, vu l'essor qui se dessine dans ce domaine particulier, dans des applications aéronautiques très vastes auxquelles le Canada se trouve être directement intéressé, ne serait-il pas opportun qu'il explore toutes les avenues qui s'ouvrent à lui? D'autant plus que cette perspective débouche sur la création d'emplois et sur l'augmentation de la part du marché qu'il occupe en tant qu'exportateur de biens et de services. Plus particulièrement, on peut parler:

1. de la création d'emplois scientifiques et techniques de recherche, conception, développement et essai en matière de propulsion à hélice,

2. de la création d'une industrie canadienne de fabrication d'hélices et pièces connexes destinées tant aux marchés intérieurs qu'aux marchés extérieurs,

3. de la mise au point d'une technologie qui rehaussera la position concurrentielle du Canada en matière de fabrication de cellules, de moteurs et de composants

aéronautiques, débouchant sur l'extension de sa part du marché et sur la création d'emplois,

4. de retombées découlant du programme de R&D sur la propulsion par hélice, avec les mêmes résultats qu'à la section 3 (ci-dessus).

4.2 Perspectives commerciales

La présente étude a débouché sur les trois conclusions suivantes:

1. Aucune entreprise purement canadienne de conception et fabrication d'hélices ne saurait être considérée comme économiquement viable, du moins à court terme. Seul un programme de recherche, de développement et de démonstration, long et coûteux, pourrait permettre au Canada de prétendre concurrencer directement les héliciers mondiaux connus. Il en est de même pour les hélices transsoniques. La seule perspective ouverte est celle d'une forme quelconque d'association entre un consortium canadien à haute compétence technique et l'un des héliciers mondiaux en place.

2. La mise au point d'une technologie avancée canadienne constitue le meilleur moyen de pénétrer dans le domaine de la propulsion à hélice. Il existe au Canada des compétences scientifiques et techniques pouvant occuper plusieurs créneaux de R&D sur l'hélice et dont les travaux devraient être éminemment exportables. Il y aurait là pour le Canada l'occasion de jouer un rôle important en dehors du marché occupé par tel ou tel hélicier, notamment dans le domaine particulier de l'intégration et de l'optimalisation de l'ensemble moteur-cellule-hélice.

3. Un programme de R&D bien choisi pourrait favoriser la création d'une entreprise de fabrication d'hélices et, pourquoi pas, une entreprise intégrée d'étude et de fabrication d'hélices et de composants, associée à un partenaire adéquat.

4.2.1 Secteurs à perspectives commerciales restreintes

Les concepts analysés dans la partie 2 de ce rapport ont fait l'objet d'une évaluation visant à en déterminer l'intérêt pour le Canada. La plupart de ceux jugés d'intérêt technique secondaire (ailettes d'extrémité de pales, effets aérodynamiques et profils nouveaux, par exemple) ne dégagent que des perspectives commerciales restreintes: gains de performances plutôt faibles, ambitieux

programmes de R&D déjà lancés par les grands héliciers auprès de qui le Canada pourra se fournir et champ limité qu'ils offrent à une participation canadienne sur le plan de la fabrication. Pour toutes ces raisons, le Canada ne devrait s'y intéresser qu'en tout dernier lieu.

Le concept du soufflage de la pale et les techniques connexes (voir sous-section 2.1.5) se distinguent des autres du même groupe par deux aspects: 1) d'importants progrès sont réalisables dès lors qu'on tombe dans le domaine transsonique et que l'accroissement de la traînée devient critique et 2) la recherche n'en est encore qu'à ses débuts. Bien que, dans ce domaine, les perspectives de déboucher sur une fabrication canadienne ne relèvent pas du court terme, il reste la possibilité à long terme ainsi que l'exportation du savoir-faire technologique.

4.2.2 Secteurs à perspectives commerciales modérées

Un secteur qui offrirait à l'industrie canadienne des perspectives commerciales modérées est celui des matériaux de fabrication des hélices et leur fabrication proprement dite. Le Canada possède une compétence reconnue dans le domaine des matériaux composites: recherche et production de résines, matières adhésives et revêtements, analyse de structures, conception et essais de stratifiés, outillage et assemblage d'organes aéronautiques essentiels, pales de voilures tournantes, etc.; néanmoins, il ne possède pas d'entreprise s'occupant à la fois de recherche et de fabrication et assez puissante pour entrer en concurrence avec les gros producteurs mondiaux de matériaux composites.

L'industrie canadienne des matériaux composites est surtout absente des domaines suivants: kevlar et fibre de carbone ainsi que matériaux de remplissage de haute technologie comme les nids d'abeille et les produits expansés. Quant au processus coûteux de développement et de qualification des préimprégnés aux fins d'utilisations spécifiques, il progresse dans un ou deux établissements au Canada, mais lentement. Le Japon produit 75 p. 100 de la consommation mondiale de fibre de carbone. L'occasion est donc bonne pour le Canada d'occuper une part de ce marché lucratif.

Le secteur des matériaux composites de pointe connaît un essor foudroyant dans les domaines aérospatial et industriel. L'entrée du Canada dans des secteurs choisis de la R&D sur la propulsion par hélice permettrait de diversifier sa production de composants en matériaux composites et de développer ce secteur de plus en plus important de son économie.

La R&D sur les hélices contrarotatives pourrait constituer pour le Canada une deuxième tête de pont vers la réalisation d'une industrie hélicière viable. Alors que les avantages pour long-courriers de Mach 0,8 à hélices transsoniques ont été bien mis en évidence (infra), nombreux sont les spécialistes qui prévoient un marché florissant pour les avions de ligne de Mach 0,7 sur les itinéraires courts, où de légers écarts dans les temps de vol ont moins d'influence sur les temps de parcours totaux. Des vitesses de Mach 0,7 sont plus facilement réalisables avec des hélices classiques à rendement élevé, moins complexes et moins coûteuses que les hélices transsoniques à flèche prononcée. Pour les hélices subsoniques, comme pour les transsoniques, les avantages du doublet contrarotatif sont évidents, qu'il s'agisse de rendement de propulsion ou de performances aéronautiques.

Des avions d'affaires de Mach 0,7 à turbopropulseurs sont déjà au stade des vols d'essai; avant longtemps, on pourra voir des avions de ligne turbopropulsés de Mach 0,7 occuper presque toute la gamme de la capacité d'emport: de 20 à 50 sièges en transport régional jusqu'à 150 sièges et plus. Comme dans la catégorie des avions de Mach 0,8, les importantes économies de consommation réalisables provoqueront la mise au rancart d'une grande partie des parcs actuels et leur remplacement par ces nouveaux modèles. Pour profiter de l'essor qui ne manquera pas de se produire, l'industrie aérospatiale du Canada aurait intérêt à se lancer dans la recherche sur la propulsion par hélice, notamment les hélices contrarotatives à flèche modérée pour les régimes de vol à Mach 0,7, au lieu de celle, beaucoup plus coûteuse, sur les hélices transsoniques de Mach 0,8.

Mais, avant que des avions de ligne équipés d'hélices transsoniques puissent entrer en service, de nombreux problèmes devront être résolus, et il n'est pas impossible que le Canada apporte sa contribution. On sait que la Nasa et de nombreux autres organismes se sont engagés dans cette voie et qu'ils financent de très ambitieux programmes de recherche. Des recherches sur l'hélice transsonique, financées par les secteurs public et privé, se font aux États-Unis, en France et en Allemagne de l'Ouest. Pour sa part, le Japon a annoncé récemment le lancement d'un programme de recherche de 163 millions de dollars sur une hélice transsonique en fibre de carbone, dont les premiers essais sont prévus pour 1992 sur un Nihon YS 11 utilisé comme banc d'essai de vol. Le succès de l'hélice transsonique provoquera sans doute une nouvelle ronde de modernisation de la part des lignes aériennes, ce qui offrira au Canada et à son industrie aérospatiale de nombreuses occasions lucratives.

Le domaine de la propulsion par hélice transsonique est maintenant assez bien connu. Le Canada compte des compétences scientifiques et techniques dans certains secteurs importants de ce domaine: matériaux, structures, aérodynamique, acoustique, etc. Mais pour arriver à intéresser la NASA ou un des grands producteurs mondiaux aux résultats de la recherche canadienne, il faudra l'appui du gouvernement canadien, sinon celui d'une entreprise aérospatiale réputée. Il faut s'attendre à ce que beaucoup d'argent soit investi avant que l'aventure de l'hélice transsonique ne commence à rapporter sous la forme de contrats de fabrication. Sachant que la recherche sur la propulsion par hélice des long-courriers se fera de toute façon, avec ou sans la participation du Canada, il reste que notre part du marché pourrait être encore plus intéressante si nous nous dotions d'un programme de recherche bien pensé.

4.2.3 Secteurs à perspectives commerciales très intéressantes

Il est clair que la recherche sur l'hélice à diamètre variable pourrait constituer une base particulièrement solide pour l'entrée du Canada sur le marché de la propulsion par hélice et peut-être aussi stimuler les secteurs connexes de son industrie aérospatiale. L'intérêt fondamental de cette configuration d'hélice réside dans la traction accrue qu'elle autorise aux faibles vitesses, sans compromettre aucunement le rendement aux vitesses de croisière. Les applications envisageables sont les suivantes:

1. Décollages courts pour lesquels une forte traction au point fixe est nécessaire.

2. Décollages à vitesse ascensionnelle imposée, où la masse totale au décollage est limitée par la nécessité de préserver une capacité ascensionnelle minimum donnée. C'est là une des principales contraintes dans le cas des bimoteurs, étant donné le règlement de la FAA sur l'aptitude de monter sur un seul des deux moteurs.

3. Hélicoptères: l'objet principal du très ambitieux programme de R&D dans le domaine des aéronefs à voilure tournante est la recherche de moyens de concilier lourdes charges avec vitesses de croisière élevées, deux paramètres qui se heurtent de front. En effet, un rotor de grand diamètre est indispensable pour obtenir la forte portance nécessaire pour le décollage et le vol stationnaire en charge, alors que ce même diamètre

contrecarre une vitesse de croisière élevée. L'intérêt de la pale extensible devient ici manifeste.

4. Aéronefs à rotors basculants: c'est un cas parallèle au précédent, à la différence que l'opposition entre les diamètres de rotor exigés pour le décollage et les vitesses de croisière est encore plus aigüe, de sorte que l'intérêt de la pale extensible n'en est que plus évident.

4.3 Perspectives commerciales de l'hélice à diamètre variable

4.3.1 Avions à hélices

En principe, l'hélice à diamètre variable peut profondément améliorer les performances d'aéronefs de catégories et de rôles très divers, aussi bien les avions de transport régional, comme ceux que fabrique la de Havilland, que ceux des avionneurs concurrents. Il en va de même pour les aéronefs anciens (Beaver, Otter, DC-3 et DC-4 et tant d'autres) et pour les avions militaires de transport et de reconnaissance (Hercules et Aurora), pour lesquels toute amélioration des caractéristiques en décollage court, en croisière ou aux deux (vitesse, autonomie ou consommation) serait profitable. Et compte tenu du très grand nombre d'aéronefs en jeu, les perspectives commerciales de l'hélice à diamètre variable sont très intéressantes.

En termes avantages-coût, il faut comprendre qu'un programme de rééquipement ne pourra commencer à récupérer les frais élevés de mise au point, d'homologation et d'outillage que lorsqu'un modèle particulier d'hélice entrera en fabrication série. Il y a aussi un problème très sérieux de commercialisation: malgré des avantages économiques certains, l'hélice à diamètre variable représentera, vu son originalité et sa nouveauté, un produit très difficile à placer auprès des transporteurs aériens, d'habitude très méfiants et précautionneux dans ce genre d'affaire. Il ne faut donc pas s'attendre à de fortes commandes pour rééquiper les parcs commerciaux existants, du moins jusqu'à ce que cette hélice ait accumulé un dossier de mise en service expérimental aussi réussi que convaincant.

Quant aux applications militaires, elles semblent offrir un marché très valable, en raison du très grand nombre de turbopropulseurs en service pour l'OTAN. Cependant, tout projet spécifique de rééquipement d'appareils militaires exigera des études technico-économiques très poussées qui ne sont pas du ressort de la présente étude.

À l'heure actuelle, les États-Unis examinent des moyens novateurs permettant de transporter rapidement et loin, par voie aérienne, leurs troupes et matériels militaires. La technique ADAC s'impose donc, et elle représente un autre domaine intéressant pour l'hélice à diamètre variable. L'étude plus haut citée, concernant les avions de transport régional, donne un exemple des importantes réductions que l'hélice à diamètre variable permet de réaliser dans les coûts d'exploitation directs. Cependant, il en est d'autres où, en faisant varier les paramètres de calcul, on obtient des résultats numériquement différents, mais qui ne font pas moins ressortir les avantages que cette hélice peut apporter à une vaste gamme d'aéronefs et de rôles.

Un aéronef de fabrication canadienne équipé à titre exclusif d'hélices à diamètre variable pourrait bénéficier de cette longueur d'avance nécessaire pour emporter une part plus grande du marché aéronautique mondial et dégager ainsi un rendement intéressant sur les fonds consentis. D'un autre côté, il se peut aussi que ce type d'hélices fabriquées au Canada trouve un marché d'exportation profitable. Quoi qu'il en soit, il faut s'attendre à ce que ces éventualités ne puissent se concrétiser que dans le cadre d'une association avec un producteur mondial connu, ou par le biais d'une succursale canadienne de celui-ci. Il existe peu de chances d'obtenir un brevet pour protéger cette invention à long terme et pour l'exploiter à titre exclusif. Ce sont les forces normales du marché qui détermineront en définitive le rendement découlant d'une telle invention.

4.3.2 Hélicoptères et avions convertibles

Les forces armées des États-Unis ont amorcé deux programmes de plusieurs milliards de dollars; ceux-ci entreront en application vers la fin de la présente décennie et viseront à remplacer le parc existant d'ADCAV (avions à décollage court et atterrissage vertical) par des types d'aéronefs tout à fait nouveaux. Ces deux programmes sont: le LHX (Light Helicopter Experimental), dont l'aviation américaine compte acheter quelque 6000 unités à un coût d'une trentaine de milliards de dollars, et le JVX (Joint Vertical Lift Experimental Tilt-Rotor Aircraft), aéronef bimoteur multi-rôles que l'on veut doter de performances audacieuses et construire à plus de 1 000 exemplaires (voir figure 10). Dans ce dernier cas, seul un aéronef à ailes ou à rotors basculants pourra satisfaire aux exigences énoncées; quant aux capitaux à investir, ils atteindront probablement la quarantaine de milliards de dollars. Cependant, un grand problème reste à résoudre, c'est celui de l'opposition entre charges et vitesses élevées. L'appui de l'armée américaine au programme JVX semble être conditionnel à l'assurance de

pouvoir compter sur un accroissement important de la capacité d'emport.

Les rotors à diamètre variable pourraient, dans ces deux cas, apporter des améliorations impressionnantes. En simplifiant les choses, un rotor de diamètre agrandi de 20 p. 100 au décollage et en vol stationnaire pourrait faire grimper le poids total en charge de 50 p. 100, dans le cas du JVX, sans compromettre d'aucune façon les vitesses de croisière, une fois les pales extensibles du rotor rentrées. Cela revient à dire que si, dans le cas d'un rotor à diamètre fixe, on avait un poids total en charge de 10 000 livres (soit 5 000 de carburant et 5 000 de charge utile), on aurait, avec un rotor à diamètre variable, 10 000 livres de charge utile en plus des 5 000 de carburant. Ainsi, on va du simple au double, soit pour la charge utile, soit pour l'autonomie.

Un sondage conduit récemment aux États-Unis parmi les grands utilisateurs d'hélicoptères (référence 11) a mis en évidence l'importance qu'ils attachent à l'accroissement de la charge utile et de l'autonomie des appareils, tant les nouveaux que ceux existants. Une opinion assez largement répandue a été la suivante: "... Il faut vraiment qu'on fasse quelque chose pour accroître l'autonomie des hélicoptères en service, soit en les rééquipant de systèmes capables de rehausser le rendement énergétique, soit en optant pour des solutions plus audacieuses comme la réduction des consommations spécifiques." Le rotor à diamètre variable apporterait une solution élégante, d'une part, en permettant d'emporter plus de carburant et, d'autre part, en allongeant l'autonomie par une réduction de la traînée découlant d'une diminution du diamètre du rotor.

L'idée de l'hélice à diamètre variable n'est pas neuve. Son application à des aéronefs à voilure fixe, tournante ou basculante a déjà été explorée par des particuliers et une équipe d'United Aircraft dans les années 70. Cependant, on n'a trouvé aucune recherche en cours sur le sujet, à part le projet canadien. L'insuccès de la tentative de doter les hélicoptères d'un rotor à diamètre variable peut être attribué, du moins partiellement, aux deux facteurs importants suivants:

1. Les matériaux composites n'existaient pas à l'époque et les propriétés mécaniques des matériaux disponibles alors ne répondaient pas aux exigences.

2. L'idée de la pale extensible a été avancée mais on cherche encore la solution aux problèmes de faire supporter aux paliers et aux biellettes de liaison les

efforts nés, d'une part, des variations cycliques du calage (incidence) des pales du rotor et, d'autre part, des déformations aéroélastiques de celles-ci.

Or, le concept canadien dont il est question ici est prometteur du fait qu'il contourne ce double problème grâce aux caractéristiques suivantes:

1. Il y aura un module de sortie et de rentrée séparé pour chaque pale, placé en principe entre le moyeu et la pale standard, et qui n'aura aucun effet sur ces derniers (évidemment, des variations de charge et de puissance auront lieu).

2. Les efforts intervenant au moment des changements ne seront pas reportés sur la pale, de sorte que celle-ci n'aura pas à être surdimensionnée.

3. Le module est très simple, car il ne comporte que trois organes essentiels.

5. CONCLUSIONS

La présente étude, visant à dégager les caractéristiques de conception sur lesquelles concentrer la recherche pour améliorer la propulsion par hélice, est arrivée aux conclusions suivantes:

1. Des programmes ambitieux sur l'hélice transsonique, la soufflante non carénée et le moteur à double flux à taux de dilution très élevé ont rapproché l'éventualité d'une nouvelle génération d'aéronefs à propulsion par hélice, de Mach 0,8 et à consommation inférieure de 20 p. 100 par rapport au turboréacteurs à double flux actuels.

2. Ces dernières années, de grands progrès ont été réalisés dans le domaine de la propulsion par hélice des aéronefs à vitesse de croisière plus faible; mais de toutes les recherches en cours qui ont été recensées, aucune ne devrait donner plus que de maigres résultats.

3. Les expérimentations restreintes sur les voilures à microtrous servant à aspirer la couche limite laissent espérer d'importantes réductions de traînée en régime transsonique dans le cas des pales d'hélice (mais aucune tentative n'a encore été faite pour transposer cette technique au domaine des pales d'hélice et on ne sait rien sur les gains qui pourraient en résulter).

4. La possibilité d'améliorer considérablement les performances des avions de transport régional grâce aux hélices à diamètre variable a été clairement établie. Des gains du même ordre, voire supérieurs, pourraient également en découler dans le cas notamment des rotors pour aéronefs à voilure tournante ou basculante. Pourtant, malgré les promesses de gains substantiels, aucune recherche ne se fait dans ce domaine, à part le projet dont il est question ici.

5. Les études techniques préliminaires faites par notre équipe ont débouché sur des concepts d'hélice et de rotor à diamètre variable pour les avions de transport régional et les aéronefs à voilure tournante ou à rotor basculants. Des essais sommaires faits sur la maquette d'une pale extensible ont montré la faisabilité du concept et confirmé l'ordre de grandeur des gains de performances prévus.

6. Les perspectives commerciales de l'hélice ou du rotor à diamètre variable sont vastes, ce qui offre à l'entreprise canadienne qui s'y lancerait une occasion en or, sans l'ombre d'une concurrence directe.

6. RECOMMANDATIONS

Le tour d'horizon qui vient d'être fait a mis en évidence plusieurs secteurs que le Canada pourrait exploiter avec profit. Il reste cependant que la première étape passe par une étude de faisabilité détaillée des hélices et des rotors à diamètre variable, à cause des raisons suivantes:

1. Il existe un marché précis, pressant et potentiellement profitable.

2. L'effet d'entraînement sur les secteurs connexes est puissant.

3. Pour la validation du principe, il faudra consentir un programme de recherche plutôt modéré à tous les points de vue: délais, ressources et coûts directs. Pour les hélices, les travaux sont bien lancés. Pour les rotors, le module de rentrée/sortie pourra être étudié plus ou moins indépendamment des autres organes.

4. Arrivé au stade de la validation de principe, l'hélice devient un produit commercialisable, permettant de récupérer une partie des fonds investis, sans garantir pour autant un rendement maximum à long terme. Pour cela, il faudra trouver de nouvelles applications.

5. La recherche portera indirectement sur quelques-uns des autres secteurs d'activité dont il a été question, notamment les matériaux composites.

6. Le Canada possède déjà les compétences scientifiques et techniques, les compétences en modélisation et en réalisation de prototypes ainsi que les installations d'essais et les ressources humaines nécessaires, le tout dans l'optique de la validation du principe avec la participation éventuelle des membres les plus réputés de l'industrie aérospatiale.

6.1 Grandes lignes du programme de recherche proposé

6.1.1 Description et objectifs

Le programme de recherche à mettre en oeuvre visera à démontrer la faisabilité de l'hélice et du rotor à diamètre variable et leur profonde influence sur les rendements, la recherche portant sur les aéronefs à voilure fixe, tournante et basculante.

6.1.2 Portée du programme

Il s'agira de réaliser des modèles probatoires, en vraie grandeur ou à une échelle aussi proche de celle-ci que les installations d'essais l'autoriseront, et de les soumettre aux régimes de charge approchés prévus, de manière à en éprouver le comportement et la résistance.

6.1.3 Délai

Ce programme devra être réalisé et achevé dans un délai aussi court que possible afin de profiter de la conjoncture favorable; un délai de 24 mois est jugé raisonnable.

6.1.4 Affectations budgétaires

Les affectations budgétaires à prévoir en première approximation seront d'environ 1 500 000 $.

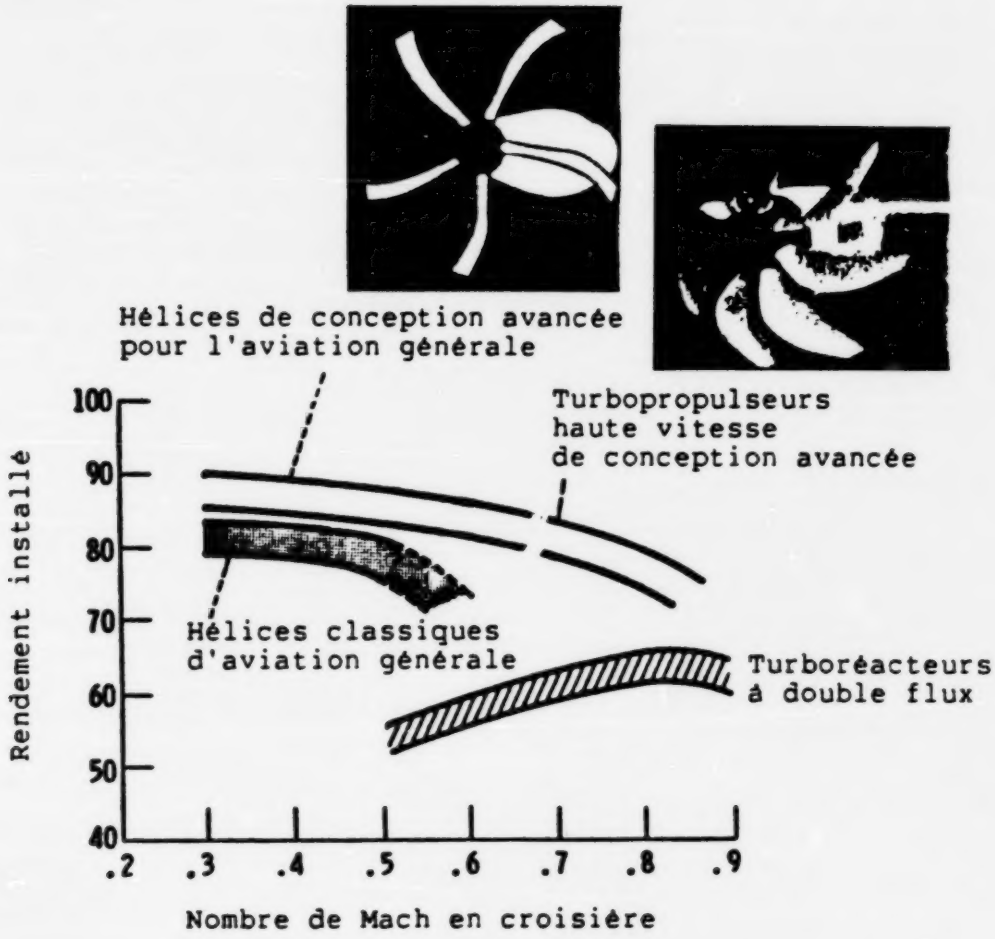


Figure 1 Courbes de rendement installé - vitesse de croisière

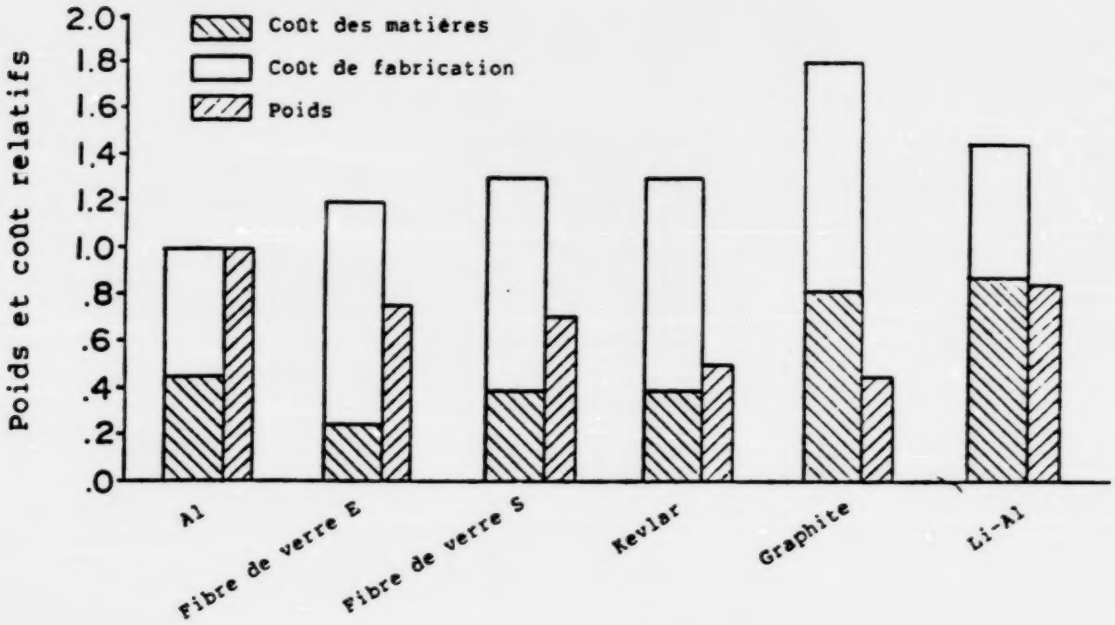


Figure 2 Coûts de réalisation comparatifs

Avion de référence bimoteur, 100 passagers, Mach 0,8 à 35000 pieds. Autonomie 1 300 milles marins.
Niveau sonore en cabine 82 dB. Norme FAR 36 stade III.
Carburant 1,50 $ le gallon.
(Cas type 400 milles marins - 60 passagers)

Masse à vide en ordre d'exploitation (lb)	55756	+.37%
Masse totale au décollage (lb)	75666	-.65%
Puissance à l'arbre	12120	- 2.1%
Consommation par étape (lb)	3373	- 8.1%
Coûts d'exploitation directs en ¢ par siège et par mille marin	11.82	- 2.5%

Figure 3 Avantages du doublet contrarotatif

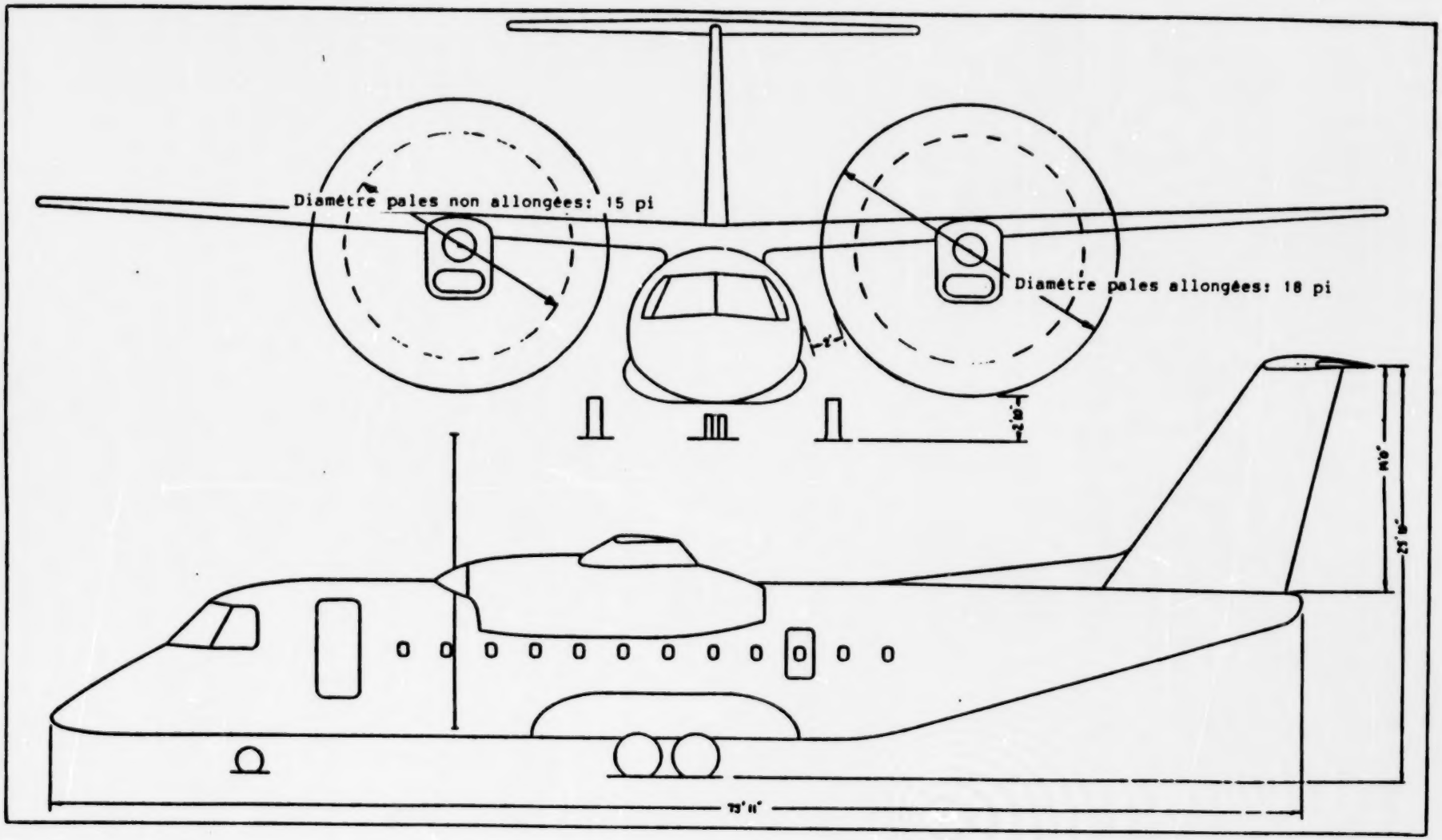


Figure 4a Schéma de l'avion de transport régional de référence - Vue de face et de côté

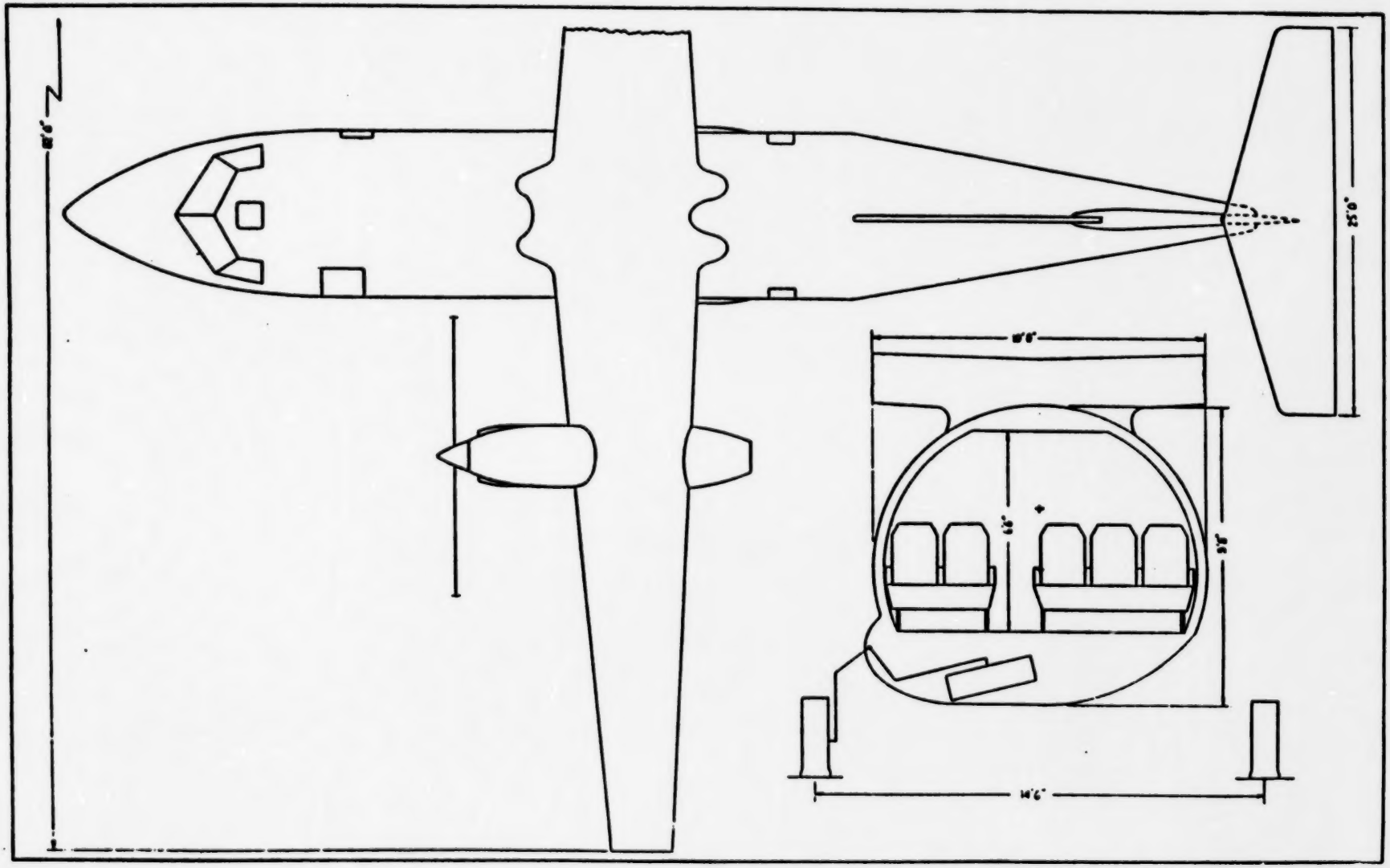
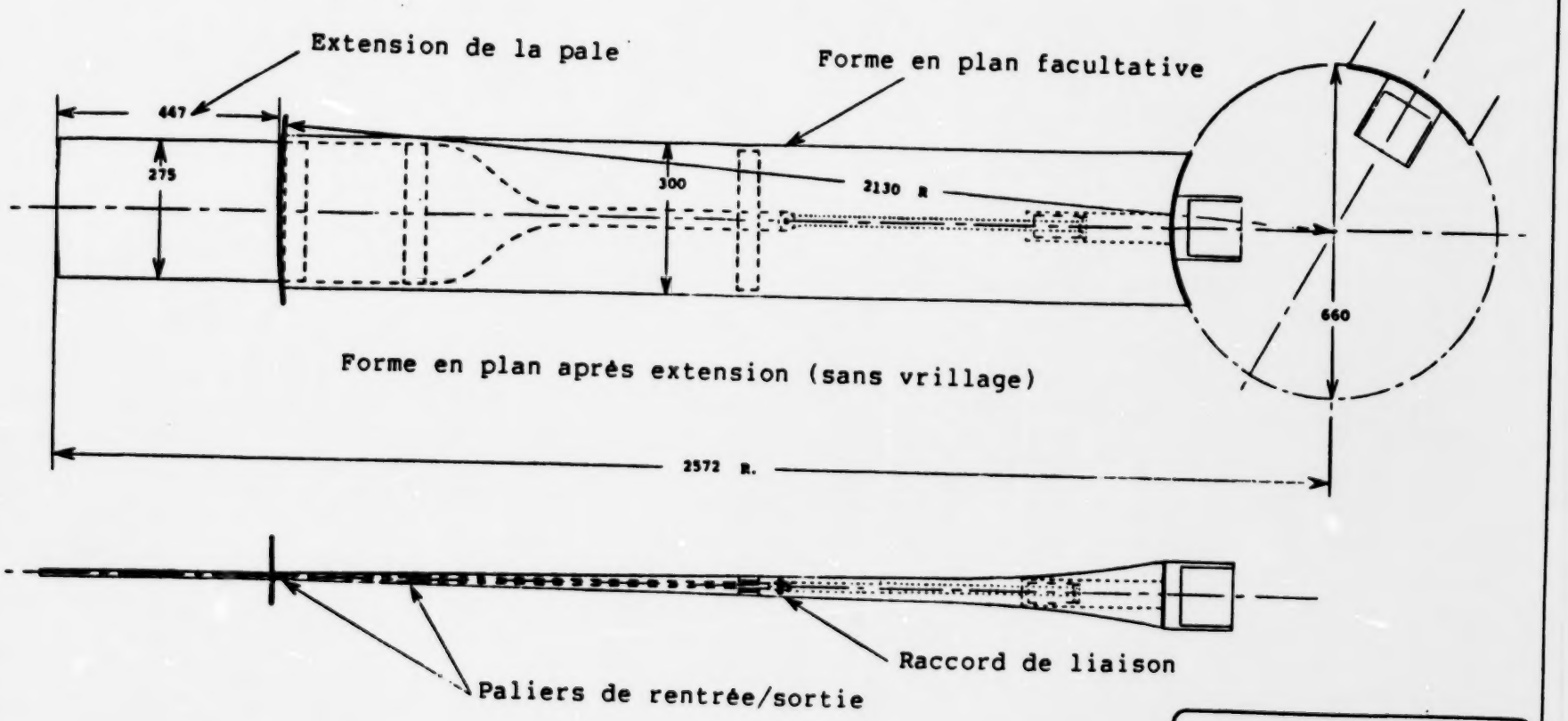


Figure 4b Schéma de l'avion de transport régional de référence - Vue en plan



AERCOUSTICS ENGINEERING LTD.
25-B Belfield Road
REXDALE, ONTARIO M9W 5N2
(416) 249-3361

Concept de l'hélice/rotor
à diamètre variable

Dessin n°	8308-12
Échelle	1:12
Date	24 août 1984

Toutes les cotes en mm

Figure 5 Hélice à diamètre variable

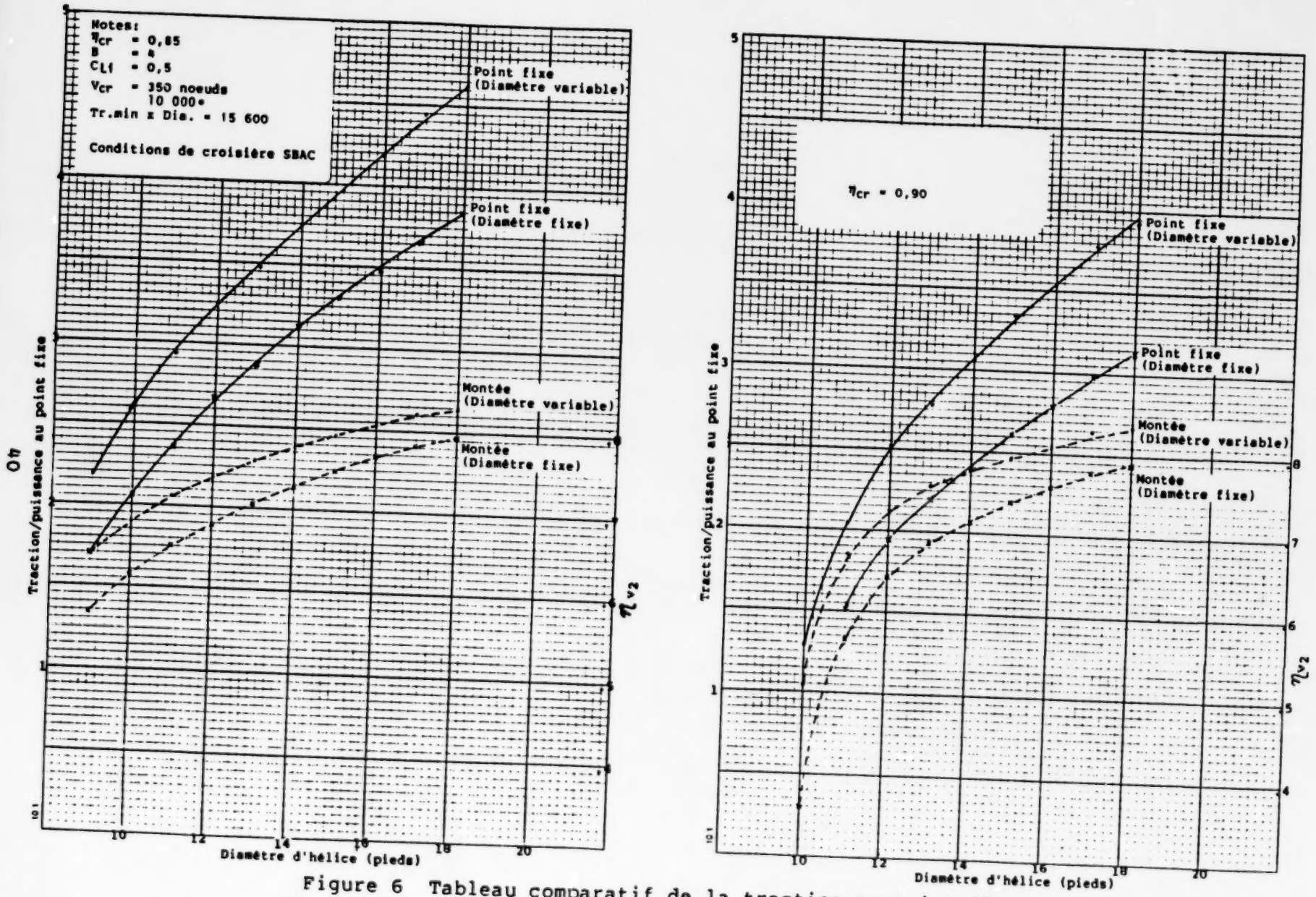
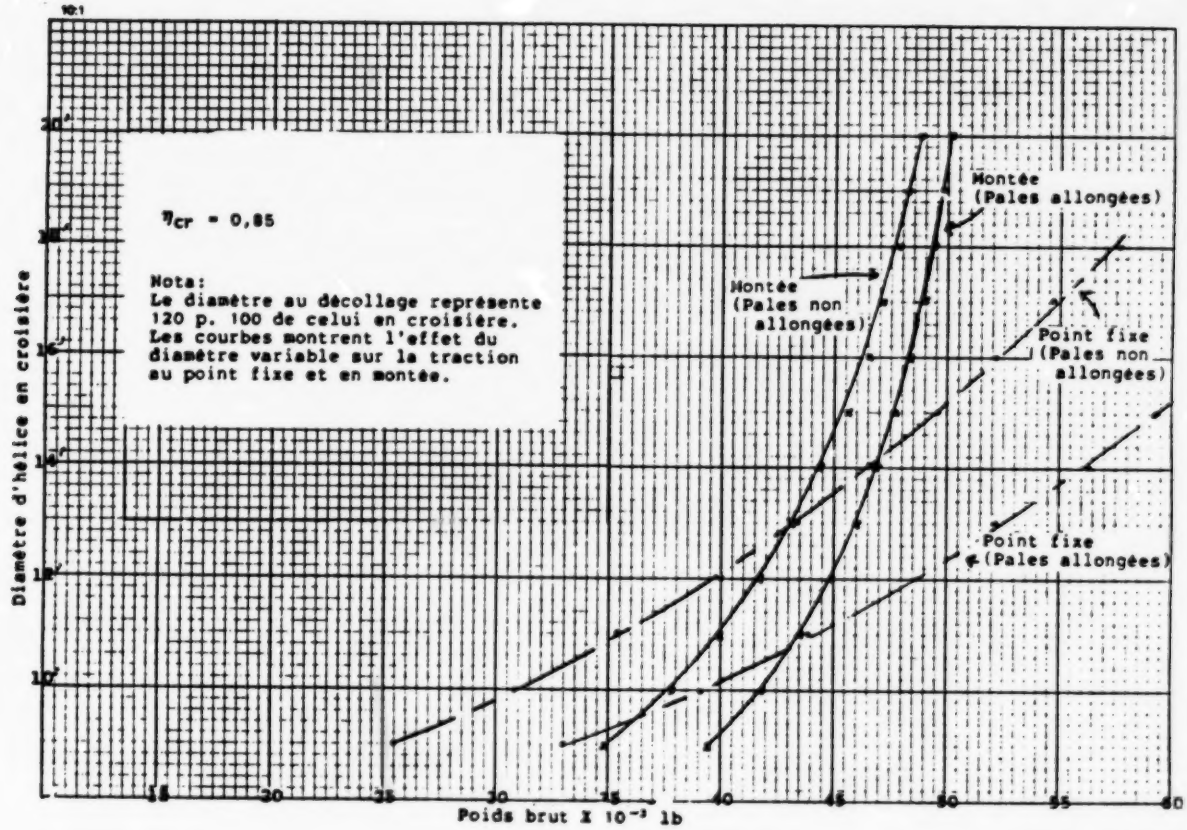


Figure 6 Tableau comparatif de la traction au point fixe



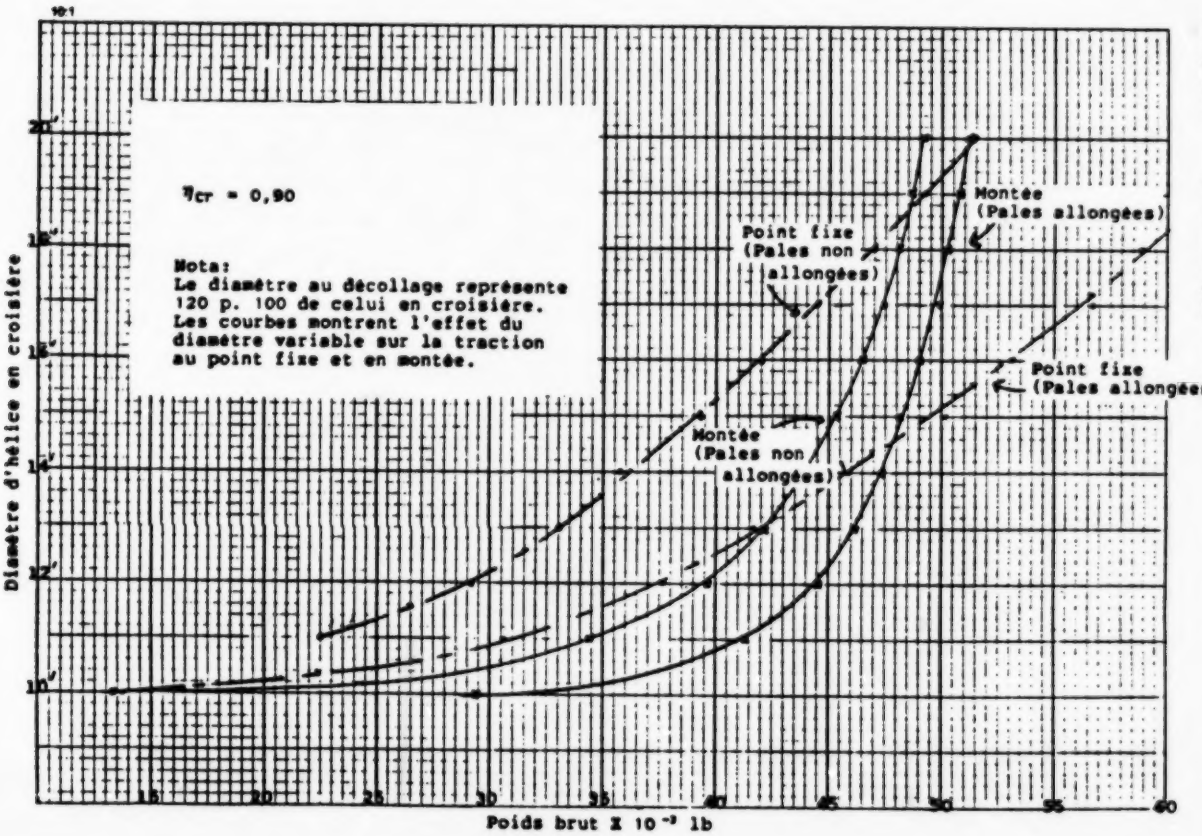


Figure 7 Tableau comparatif des rendements en croisière de l'hélice à diamètre variable

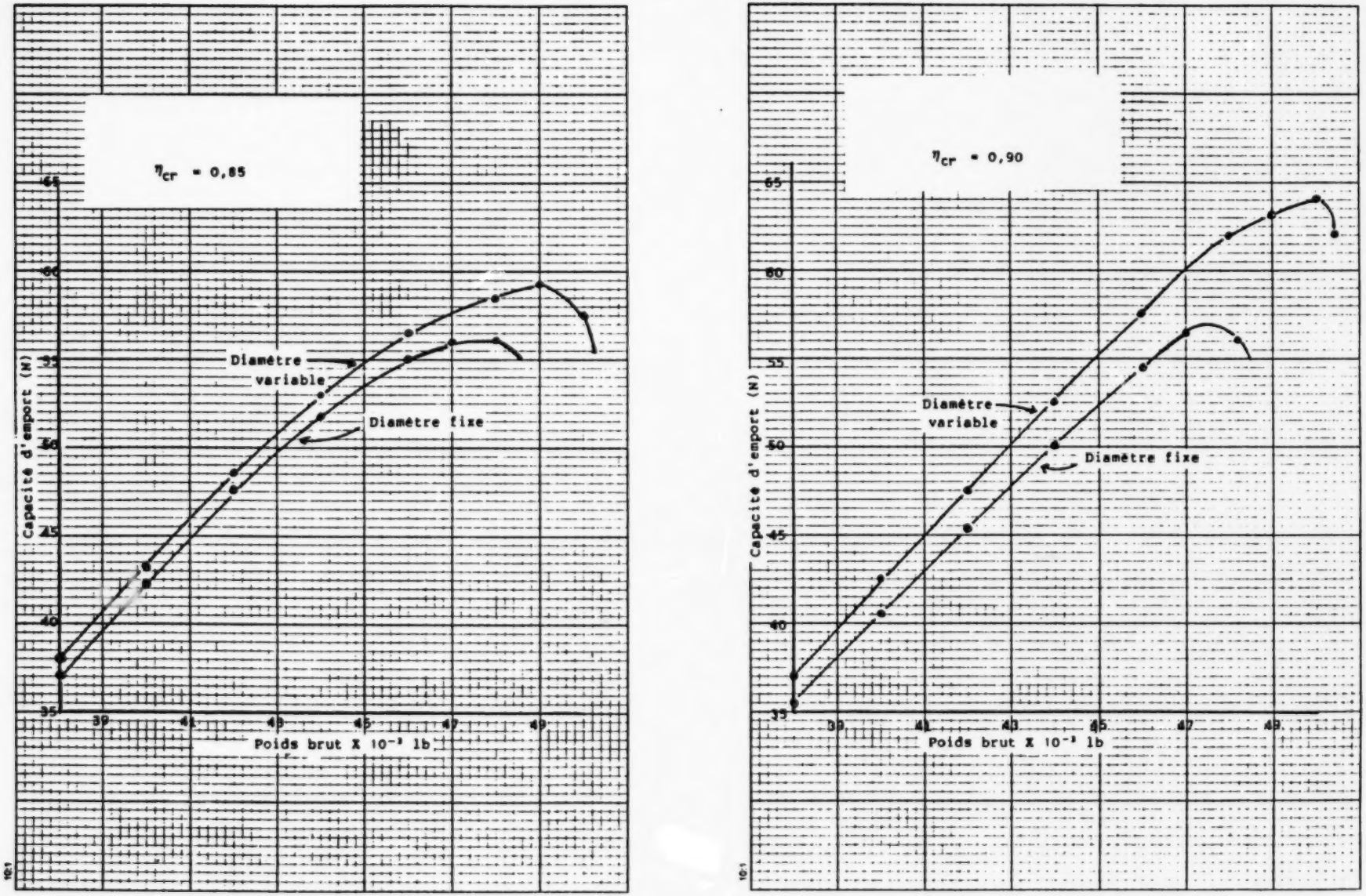


Figure 8 Tableau comparatif de la capacité d'emport

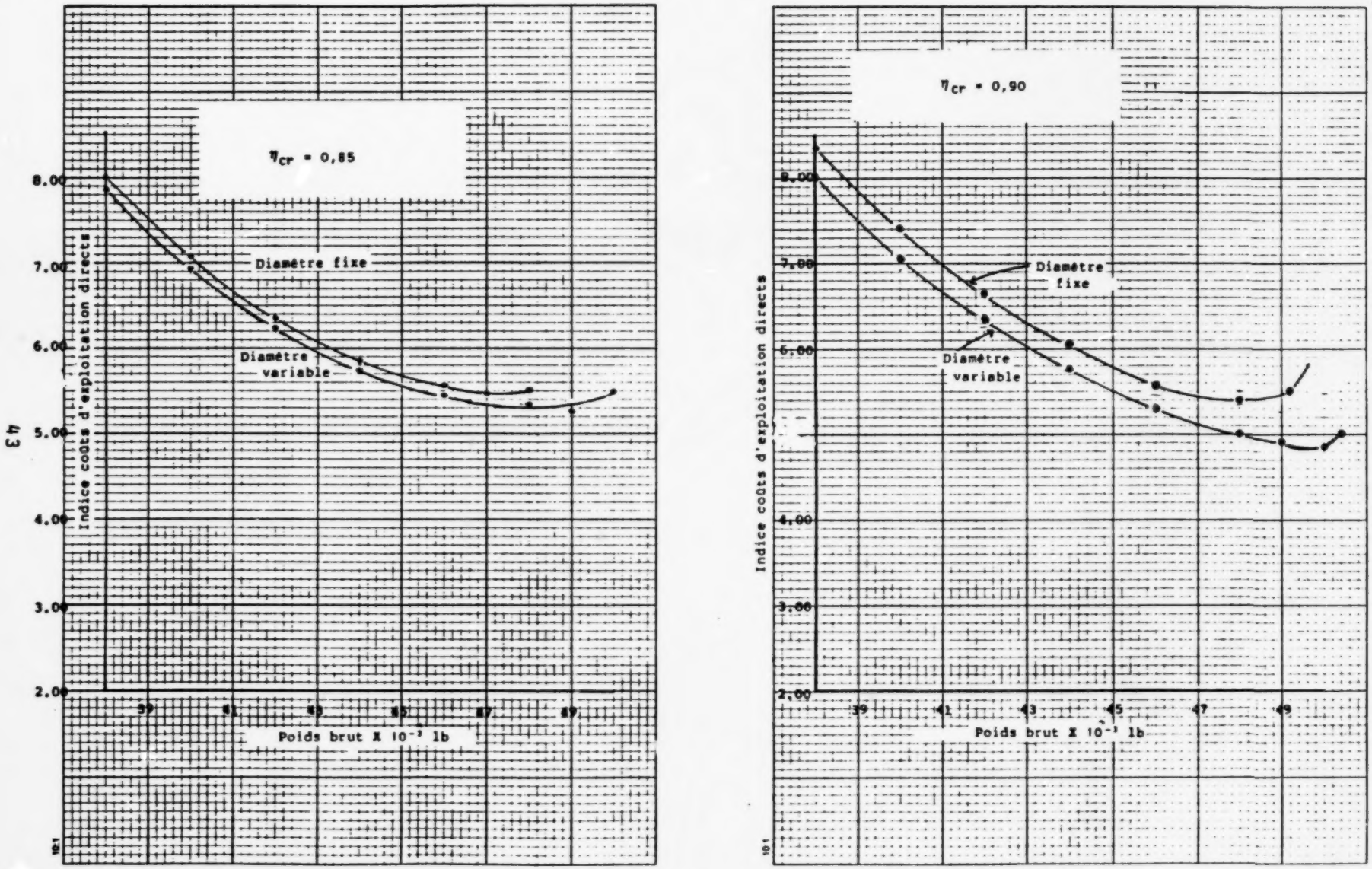
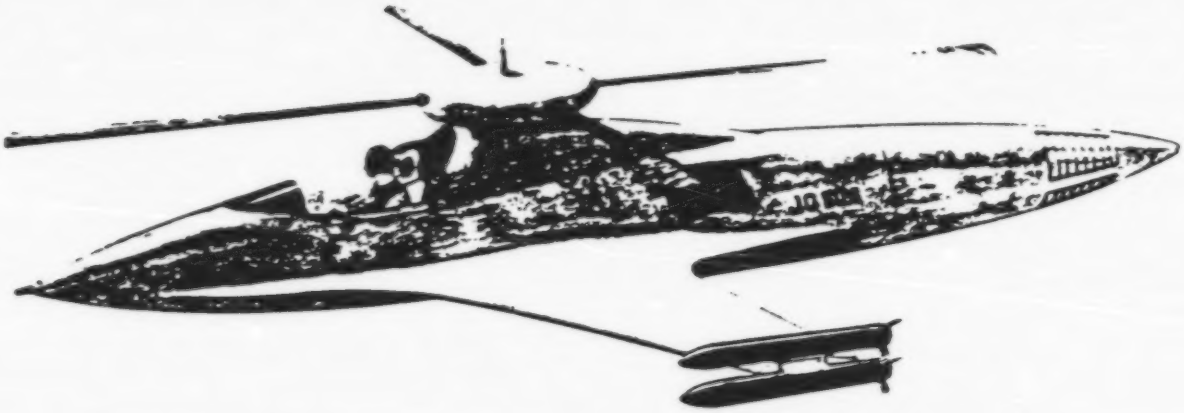
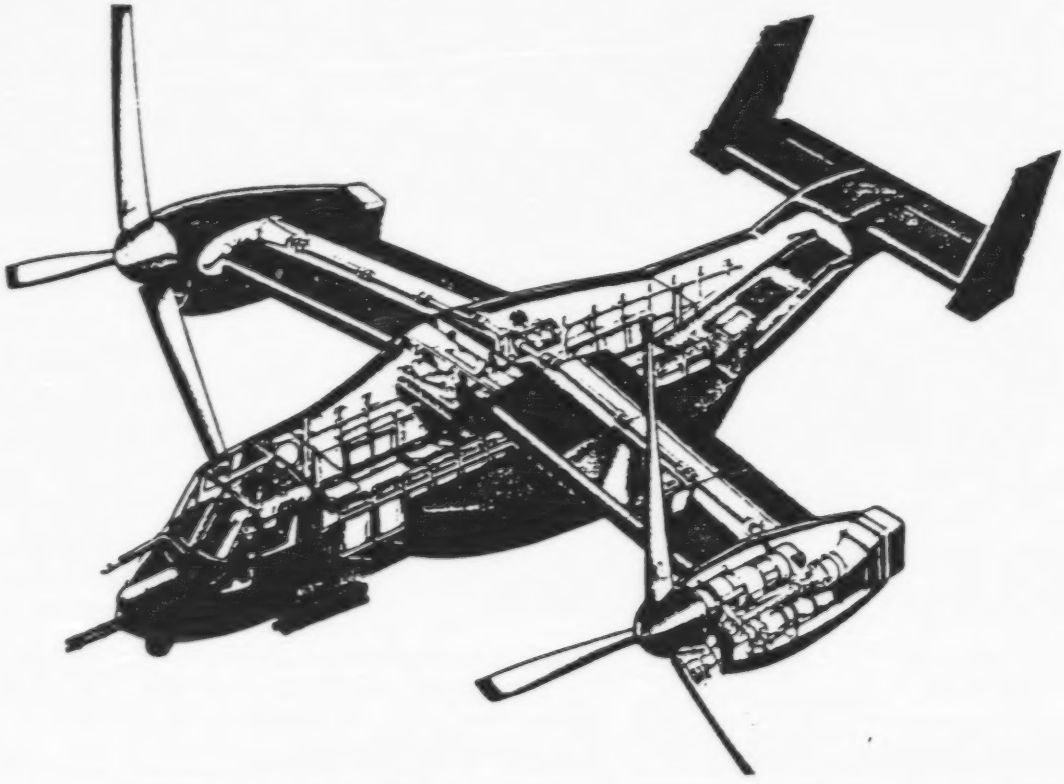


Figure 9 Tableau comparatif des coûts d'exploitation directs



L'hélicoptère LHX (Light Helicopter Experimental)



L'aéronef JVX (Joint Services Vertical Lift Experimental Tilt-Rotor Aircraft)

Figure 10 Aéronefs LHX et JVX

RÉFÉRENCES

1. Sullivan, J.P., Chang, L.K., Miller, C.J., The Effect of Proplets and Bi-Blades on the Performance and Noise of Propellers, SAE Technical Paper 810600, 1981.

2. Keiter, I.D., Impact of Advanced Propeller Technology on Aircraft/Mission Characteristics of Several General Aviation Aircraft, NASA Contract Report 167984, 1982.

3. Mikkelson, D.C., Mitchell, G.A., Summary of Recent NASA Propeller Research, NASA Technical Memorandum 83733, 1983.

4. Sweetman, W., Les tendances dans la propulsion des avions d'affaires, Supplément d'Interavia, vol. 40, no 8, 1985.

5. Borst, H.V., Summary of Propeller Design Procedures and Data, vol. 2, AD-774 836, 1973.

6. Strack, W.C., Knip, G., et al., Technology and Benefits of Aircraft Counter Rotation Propellers, NASA Technical Memorandum 82983, 1982.

7. Lambert, Mark, L'aéronef à voilure en X, Interavia, vol. 40, no 5, 1985.

8. Society of British Aircraft Constructors Ltd., Standard Method of Propeller Performance Estimation, Londres.

9. Burt, M.E., Phillips, J., Prediction of Fuselage and Hull Structural Weight, R.A.E. Structural Report no 122, 1952.

10. Eggleston, B., Predicting the Weight of Wing Components for Project Analysis, de Havilland Aircraft of Canada Ltd., A.P.O. Miscellaneous Note no 70, 1975.

11. Lambert, Mark, Grangier, Marc, Que faire pour améliorer les hélicoptères civils?, Interavia, vol. 39, no 12, 1984.

BIBLIOGRAPHIE

Aljabri, A.S., The prediction of propeller/wind interaction effects, ICAS Conference Paper 82-4.4.5, 1982.

Aljabri, A.S., Hughes, A.C., Wind tunnel investigation of interaction of propeller slipstream with nacelle/wind/flap combinations, AGARD Conference Paper 366-21, 1984.

Aviation Week and Space Technology, General Electric tests unducted fan system, 15 octobre 1985.

Aviation Week and Space Technology, Industry girds for challenges of evolving operational needs, 14 janvier 1985.

Aviation Week and Space Technology, Technology gains expected to yield LHX size, weight, cost reductions, 14 janvier 1985.

Banach, H.J., Reynolds, C.N., Turboprop engine propulsion for the 1990's, AIAA Paper 81-1649, 1981.

Bishop, H.R., Propeller theory: performance and installation, Pratt & Whitney of Canada Ltd., Technical Note, 1980.

Bocci, A.J., Advances in the aerodynamic design of propeller blades, Aircraft Research Association Ltd., Memo no 241, 1982.

Bocci, A.J., Morrison, J.I., Review of ARA research into propeller aerodynamic prediction methods, AGARD Conference Paper 366-5, 1984.

Borst, H.W., Summary of propeller design procedures and data, vol. 2, AD-774 836, 1973.

Burt, M.E., Phillips, J., Prediction of fuselage and hull structural weight, R.A.E. Structural Report no 122, 1952.

Canadian Aviation, Canadian corporate fleet, octobre 1985.

Chang, L.K., Sullivan, J.P., Optimization of propeller blade shape by an analytical method, AIAA Paper 82-1125, 1982.

Colclough, W.J., Environmental influences on testing composite propeller blades, SAE Technical Paper 830752, 1983.

Daigneault, R.G., Hall, D.G., Advanced propeller technology for new commuter aircraft, SAE Technical Paper 820720, 1982.

DeMeis, R., Double shock wave almost halves draft, Aerospace America, septembre 1984.

Eggleston, B., Energy efficient STOL transport aircraft, DHC-TDC81-1, 1981.

Eggleston, B., Predicting the weight of wing components for project analysis, de Havilland Aircraft of Canada Ltd., A.P.O. Miscellaneous Note no 70, 1975.

Eggleston, B., Some considerations in propeller and airframe integration, AGARD Conference Paper 366-18, 1984.

Eggleston, Brian, Manager of Advanced Design for de Havilland Aircraft of Canada Ltd., Interview, 7 décembre 1984.

Egolf, T.A., Anderson, O.L., Edwards, D.E., Landgrebe, A.J., An analysis for high speed propeller-nacelle aerodynamic performance prediction, United Technologies Research Centre, R79-912949-19, 1979.

Emerati, A., Lilley, G.M., A flow model for wings/body propeller interference, AGARD Conference Paper 366-20, 1984.

Farassat, F., Theoretical analysis of linearized acoustics and aerodynamics of advanced supersonic propellers, AGARD Conference Paper 366-10, 1984.

Flight international, Hamilton Standard tests contrapropfan, 29 septembre 1984.

Gatzen, B.S., Turboprop design: now and the future, ICAS Conference Paper 82-4.5.2, 1982.

Globe and Mail, Aerospace firms call for government backing, 26 septembre 1984.

Globe and Mail, Aircraft firms still buffeted by economic uncertainty , 3 décembre 1984.

Globe and Mail, CDIC confirms Messerschmitt eyeing crown aircraft firms, 17 décembre 1984.

Globe and Mail, Helicopter venture seen as poor deal, 28 janvier 1985.

Godston, J., Selecting the best reduction gear concept for propfan propulsion systems, AIAA Paper 82-1124, 1982.

Gordon, J.E., The new science of strong materials, 2e édition, 1976.

Hall, D.G., Young, J.H., The use of composite materials in aircraft propellers, Canadian Aeronautics and Space Journal, vol. 28, no 2, juin 1982.

Hamilton Standard, Generalized method of propeller performance estimation, PDB 6101, Revision A, 1963.

Hamilton Standard, Propfan performance estimation for the eight blade propfan configuration, 1977.

Harlament, W.B., Edinger, R., Development of an aircraft composite propeller, SAE Technical Paper 790579, 1979.

Hoeferlin, J. Michael, Navy seeks industry proposals on vertical lift aircraft design, Aviation Week and Space Technology, 24 janvier 1983.

Jacobs, E., Advanced-design Lear Fan 2100, Popular Science, vol. 218, no 6, juin 1981.

Jane's Publishing Company Ltd., Jane's all the world's aircraft: 1983/84, Londres, 1983.

Johnston, G.W., Andrews, R.G., Andrews, G.T., Review of the state of the art in propeller technology, 1983.

Jou, W.H., Finite volume calculation of three-dimensional potential flow around a propeller, AIAA Paper 82-0957, 1982.

Keiter, I.D., Impact of advanced propeller technology on aircraft/mission characteristics of several general aviation aircraft, NASA Contract Report 167984, 1982.

Lambert, Mark, Le premier aéronef de série à rotors basculants du monde?, Interavia, juillet 1983.

Lambert, Mark, L'aéronef à voilure en X, Interavia, vol. 40, no 5, 1985.

Lambert, Mark, Grangier, Marc, Que faire pour améliorer les hélicoptères civils?, Interavia, vol. 39, no 12, 1984.

Little, B.H. Jr., Trimboli, W.S., Propulsion system installation design for high-speed propfans, AIAA Paper 81-1649, 1981.

Little, B.H. Jr., Trimboli, W.S., An experimental investigation of s-duct diffusers for high-speed propfans, AIAA Paper 82-1123, 1982.

Lopez, Ramon, JVX program: still a lot of questions, Interavia, juillet 1983.

Mennian, Harry, Chief Engineer, Fleet Aerospace, Interview, novembre 1984.

Mikkelson, D.C., Mitchell, G.A., Bober, L.J., Summary of recent propeller research, NASA Technical Memorandum 83733, 1983.

Mitchell, G.A., Mikkelson, D.C., Summary and recent results from the NASA advanced high-speed propeller research program, NASA Technical Memorandum 82891, 1982.

McCarty, R., Fifteen years experience with composite propeller blades, SAMPE Conference Paper, janvier 1981.

McMullen, P., Fibre/resin composites for aircraft primary structures: A short history, Composites, vol. 15, no 3, juillet 1984.

Prabhu, R.K., Liu, C.H., Tiwari, S.N., An asymptotic theory for the interference of large aspect ratio swept wings and multiple propeller slipstream, AGARD Conference Paper 366-22, 1984.

Ripley, E.L., Method of wing weight prediction, R.A.E. Structural Report no 109, 1951.

Rohrbach, C., Wainauski, H.S., Aerodynamic characteristics of an advanced technology propeller for commuter aircraft, AIAA Paper 81-1565, 1981.

Russell, J.G., Modern propellers for commuter airlines, SAR Technical Paper 820719, 1982.

Schefter, J., 5 wild windmills, Popular Science, vol. 222, no 6, juin 1983.

Schulten, J.B.H.M., Aerodynamics of wide-chord propellers in non-axisymmetric flow, AGARD Conference Paper 366-7, 1984.

Society of British Aircraft Constructors, Ltd., Standard method of propeller performance estimation, Londres.

Strack, W.C., Propulsion opportunities for future commuter aircraft, NASA Technical Memorandum 82915, 1982.

Strack, W.C., et al., Technology and benefits of aircraft counter rotating propellers, NASA Technical Memorandum 82983, 1982.

Sullivan, J.P., Chang, L.K., Miller, C.J., The effect of proplets and bi-blades on the performance and noise of propellers, SAE Technical Paper 810600, 1981.

Sweetman, W., Les tendances dans la propulsion des avions d'affaires, Supplément d'Interavia, vol. 40, no 8, 1985.

Taisseire, R., Les problèmes d'intégration des hélices à la cellule d'un avion et, plus particulièrement, d'un bimoteur de forte puissance, AGARD Conference Paper 366-19, 1984.

Tornebeek, E., Synthesis of subsonic airplane design, Delft University Press, 1976.

Transports Canada, Canadian civil aircraft registry, vol. II, Quarterly Review, 30 juin 1984.

Turk, Paul, Le LHX: Un grand bond technologique se prépare outre-Atlantique, Interavia, décembre 1984.

Webber, G.W. and Dansby, T., Wing tip devices for energy conservation and other purposes: experimental and analytical work in progress at the Lockheed-Georgia Company, Canadian Aeronautics and Space Journal, vol. 29, no 2, juin 1983.

Wigotsky, Victor, Lightweight aluminum-lithium alloys posed for takeoff, Aerospace America, juin 1984.

Zimmer, H., Hoffman, R., Horstmann, K.H., Investigations of modern general aviation propellers, AGARD Conference Paper 366-16, 1984.